



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Helén Szöke-Erös

Aufbau eines FE-Modells für eine CFK- Rotorblattanschlussgeometrie

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Helén Szöke-Erös

**Aufbau eines FE-Modells für eine CFK-
Rotorblattanschlussgeometrie**

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit:
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V (DLR)
Institut für Aeroelastik
Aeroelastische Experimente
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Eckart Nast
Zweitprüfer: M.Sc. Martin Michael Müller

Abgabedatum: 02.09.2020

Zusammenfassung

Name des Studierenden

Helén Szöke-Erös

Thema der Bachelorthesis

Aufbau eines FE-Modells für eine CFK-Rotorblattanschlussgeometrie

Stichworte

FEM, Faser-Kunststoff-Verbunde, Hubschraubertechnik, Rotorblattanschluss

Kurzzusammenfassung

Neben herkömmlichen Flugzeugen haben sich Hubschrauber zu zuverlässigen Fluggeräten entwickelt, welche bei Rettungsdiensten, Versorgung von Offshore-Anlagen und im Militär nicht mehr wegzudenken sind. Im Rahmen der Hubschrauberneuentwicklung wurde am Institut für Aeroelastik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt ein innovatives Rotorblatt entwickelt. Dieses soll an einem Gesamt-Hubschraubermodell getestet werden. Um das Rotorblatt an der Testanlage zu befestigen, wird eine Anschlussgeometrie benötigt.

Gegenstand dieser Arbeit ist der Aufbau eines Finite-Elemente-Modells des Rotorblattanschlusses und die Durchführung einer Netzkonvergenzstudie in Ansys Workbench 2019 Release 3. CKF-Gestaltungsrichtlinien sollen eingehalten und der Laminataufbau und Wandstärken belastungsgerecht entworfen werden.

Anschließend wird ein Festigkeitsnachweis des Anschlusses anhand verschiedener Lastfälle durchgeführt.

Name of Student

Helén Szöke-Erös

Title of the paper

Development of a FEA-Model for a carbon fibre reinforced plastic rotor blade connection geometry

Keywords

FEA, composites, helicopter technology, rotor blade connection

Abstract

Helicopters have become reliable aircrafts and integral parts in rescue missions, the maintenance of offshore platforms and the military. At the institute of aeroelastics of the German Aerospace Centre a new innovative rotor blade has been developed. This rotor blade is to be tested on a helicopter model. In order to mount the blades on the rotor mast of the test facility a blade connection is needed.

In this work a FEA-Model of the rotor blade connection is to be developed and a mesh convergence study is to be conducted in Ansys Workbench 2019 Release 3. The development is to follow composite design principles and laminates and layer thicknesses are to be designed suitable for existing loads.

Subsequently a strength verification is to be performed using various load cases.

Inhaltsverzeichnis

1 Einleitung	1
2 Grundlagen	3
2.1 Finite-Elemente-Methode	3
2.1.1 Vorgehen	3
2.1.2 Ansys.....	6
2.2 Faser-Kunststoff-Verbunde.....	9
2.2.1 Aufbau und Gestaltung	11
2.1.2 Festigkeitskriterien	14
2.3 Hubschraubertechnik.....	19
2.3.1 Blattanschluss am Rotorkopf	20
2.3.2 Drehflügelaerodynamik	22
2.3.4 Entwicklungstrends.....	26
3 Methodik.....	28
4 Aufbau des CAD-Modells	29
5 Aufbau des FE-Modells	37
5.1 Preprocessing.....	38
5.2 Lösung.....	45
5.3 Postprocessing	45
5.4 Plausibilitätsprüfung.....	46
6 Netzkonvergenzstudie	48
7 Festigkeitsnachweis	54
7.1 Anschluss	55
7.2 Holm und Schaum	61
8 Diskussion.....	63
8.1 UD-Lagen	63
8.1.1 Oberschale	63
8.1.2 Unterschale	66

8.2 Gewebelagen	68
8.3 Holm	70
8.4 Fazit	71
9 Zusammenfassung und Ausblick	73
9.1 Zusammenfassung	73
9.2 Ausblick	74
10 Quellenverzeichnis	75
Anhang	77
Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit	83

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Innovatives doppel-gepfeiltes Rotorblatt (Müller et al. 2018: 6)	2
Abbildung 2: FEM Ablaufschema (nach: Klein 2012: 6; Knothe et al. 2017: 6; Steinke 2015: 4).....	3
Abbildung 3: SHELL281 Element (Ansys, Inc. [1]: 14.281)	6
Abbildung 4: SOLID187 Element (Ansys, Inc. [1]: 14.187).....	7
Abbildung 5: SOLSH190 Element (Ansys, Inc. [1]: 14.190)	7
Abbildung 6: Seitenverhältnisprüfung (Klein 2012: 314)	8
Abbildung 7: a Unidirektionale Schicht b Mehrschichtenverbund aus miteinander verklebten Einzelschichten (Schürmann 2007: 15)	12
Abbildung 8: Flugzeugbau-Laminat (Schürmann 2007: 243)	13
Abbildung 9: Rotorblattanschluss des Hubschraubers Bo 105 (Schürmann 2015: 502).....	13
Abbildung 10: Räumlicher Spannungszustand eines UD-Elementes und daraus resultierende Beanspruchungen (Schürmann 2007: 344)	15
Abbildung 11: Zfb-Modi A, B und C (Puck 1996: 61).....	17
Abbildung 12: Freiheitsgrade der Blattbewegung bei vollgelenkigem Anschluss (Van der Wall 2015: 73).....	20
Abbildung 13: Vollgelenkiger Blattanschluss bei faltbaren Mehrblattrotoren der Westland Sea King (Van der Wall 2015: 76).....	21
Abbildung 14: Gelenkloser Rotorkopf der Bo105 (Van der Wall 2015: 78).....	21
Abbildung 15: Geschwindigkeitskomponenten in der Rotorebene. a Schwebeflug, b Vorwärtsflug (Van der Wall 2015: 101)	23
Abbildung 16: Aerodynamische Größen am Rotor bei maximaler Fluggeschwindigkeit. a Machzahl, b Anstellwinkel, c Schiebewinkel, d Auftriebsverteilung (Van der Wall 2020: 104)	25
Abbildung 17: Airbus-Helicopter-H160 (Lütke 2017: 3)	27
Abbildung 18: Rotorkopf der Restanlage (FAST Rescue 2020)	29
Abbildung 19: Abmaße des Teststandes und resultierende Anschlusslänge	30

Abbildung 20: Einspannbacke der Schlaufe (FAST Rescue 2020)	30
Abbildung 21: Profile und Leitkurven des Anschlusses.....	31
Abbildung 22: Dünnwandiger Anschlusskörper.....	32
Abbildung 23: Anschluss mit alternativer Einspannung am Rotorkopf	33
Abbildung 24: C-förmiger Holm	34
Abbildung 25: Normteile	34
Abbildung 26: Anschluss mit Schlaufe.....	35
Abbildung 27: Anschluss ohne Schlaufe.....	35
Abbildung 28: Projektplan des FE-Modells	38
Abbildung 29: ACP Pre Modul des Anschlusses.....	39
Abbildung 30:Strukturbaum des ACP Setups	40
Abbildung 31: Finaler Lagenaufbau des Anschlusses	41
Abbildung 32: Übergang des ACP Pre Moduls zur der Statisch Mechanischen Analyse	42
Abbildung 33: Mechanical Modell des Schaums.....	42
Abbildung 34: Volumenkörper des Schaums	42
Abbildung 35: Kontaktbedingung der Oberschale zum Schaum	44
Abbildung 36: ACP Post Modul des Anschlusses	45
Abbildung 37: Randbedingungen der Plausibilitätsprüfung, Krafteinleitung in A und Fixierte Lagerung in B.....	46
Abbildung 38: Links: Gesamtverformung der Plausibilitätsprüfung. Rechts: Spannung in Faserlängsrichtung in der zweiten Schicht der Oberschale	47
Abbildung 39: Vernetzung des Anschlusses mit 5mm Elementgröße und feinere Elemente an der Hinterkante.....	49
Abbildung 40: Maximale Gesamtverformung in Abhängigkeit der Elementgrößen.....	50
Abbildung 41: Messpunkte	50
Abbildung 42: Links: σ_1 in P4. Rechts: σ_2 in P4, in Abhängigkeit der Elementgröße.....	51
Abbildung 43: Links: σ_3 in P4. Rechts: τ_{12} in P4, in Abhängigkeit der Elementgröße	51
Abbildung 44: Links: Elementvergleich in P1. Rechts: Elementvergleich in P2	53
Abbildung 45: Elementvergleich in P3. Rechts: Elementvergleich in P4	53

Abbildung 46: Maximalspannungskriterium Oberschale. Links: Schicht 1. Rechts: Schicht 3	56
Abbildung 47: Maximalspannungskriterium Unterschale. Links: Schicht 1. Rechts: Schicht 3	56
Abbildung 48: Puck-Kriterium Schicht 2. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.....	57
Abbildung 49: Spannungen in Faserlängsrichtung in Schicht 2. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.....	58
Abbildung 50: Spannungen quer zur Faserrichtung. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.	59
Abbildung 51: Ebene Schubspannungen. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.....	60
Abbildung 52: Puck-Kriterium oberer Flansch.....	61
Abbildung 53: Puck-Kriterium. Links: Unterer Flansch. Rechts: Steg.....	61
Abbildung 54: Vergleichsspannung nach Von Mises des Schaums.....	62
Abbildung 55: Delamination und Matrixversagen nach Modus A in der Nähe der Bolzen	63
Abbildung 56: Delamination im vorderen Teil der Vorderkante	64
Abbildung 57: Matrixversagen nach Modus A in der Vorderkante des Halses	64
Abbildung 58: Matrixversagen nach Modus C und Delamination in der Hinterkante des Halses	65
Abbildung 59: Matrixversagen nach Modus A im oberen Teil der Hinterkante	66
Abbildung 60: Matrixversagen nach Modus C in der Hinterkante des Halses	66
Abbildung 61: Matrixversagen nach Modus A in der Vorderkante des Halses	67
Abbildung 62: Delamination und Matrixversagen nach Modus C in der Mitte des Halses	67
Abbildung 63: Versagensarten in der ersten Gewebeschicht der Oberschale, Nähe der Bolzenlöcher	68
Abbildung 64: Versagensarten in der Hinterkante der ersten Gewebeschicht der Oberschale	69
Abbildung 65: Versagensarten der Hinterkante der ersten Gewebeschicht der Unterschale	69
Abbildung 66: Versagensarten im kritischen Bereich des oberen Flansches	70
Abbildung 67: Versagensarten im kritischen Bereich des unteren Flansches	70
Abbildung 68: Versagensarten im kritischen Bereich des Stegs	71

Abbildung 69: Anhang 1: Zeichnung des Anschlusses mit Schlaufe	79
Abbildung 70: Anhang 2: Links: σ_1 in P1. Rechts: σ_2 in P1. In Abhängigkeit der Elementgröße.....	80
Abbildung 71: Anhang 2: Links: σ_3 in P1. Rechts: τ_{12} in P1. In Abhängigkeit der Elementgröße.....	80
Abbildung 72: Anhang 3: Links: σ_1 in P2. Rechts: σ_2 in P2. In Abhängigkeit der Elementgröße.....	81
Abbildung 73: Anhang 3: Links: σ_3 in P2. Rechts: τ_{12} in P2. In Abhängigkeit der Elementgröße.....	81
Abbildung 74: Anhang 4: Links: σ_1 in P3. Rechts: σ_2 in P3. In Abhängigkeit der Elementgröße.....	82
Abbildung 75: Anhang 4: Links: σ_3 in P3. Rechts: τ_{12} in P3. In Abhängigkeit der Elementgröße.....	82

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Beanspruchungen und dazugehörige Festigkeiten (t = tension, c = compression) (nach Schürmann: 345)	15
Tabelle 2: Netze der Konvergenzstudie	48
Tabelle 3: Koordinaten der Messpunkte	50
Tabelle 4: Lastfälle	54

Abkürzungsverzeichnis

ACP.....	<i>Ansys Composite Pre/Post</i>
CAD	<i>Computer-Aided-Design</i>
CFD.....	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CFK.....	<i>Carbonfaserverstärkter Kunststoff</i>
DLR.....	<i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i>
EP	<i>Epoxid</i>
Fb.....	<i>Faserbruch</i>
FE	<i>Finite-Elemente</i>
FEM	<i>Finite-Elemente-Methode</i>
FKV	<i>Faser-Kunststoff-Verbunde</i>
LF.....	<i>Lastfall</i>
MSV	<i>Mehrschichten-Verbund</i>
pd.....	<i>Puck Delamination</i>
pf	<i>Puck Faserversagen</i>
pmA.....	<i>Puck Matrixversagen nach Modus A</i>
pmB.....	<i>Puck Matrixversagen nach Modus B</i>
pmC	<i>Puck Matrixversagen nach Modus C</i>
s1	<i>Maximalspannungskriterium Faserversagen</i>
s13	<i>Maximalspannungskriterium ebene Schubspannung</i>
s2	<i>Maximalspannungskriterium Matrixversagen</i>
s23	<i>Maximalspannungskriterium nicht ebene Schubspannung</i>
s3	<i>Maximalspannungskriterium Delamination</i>
UD.....	<i>Unidirektional</i>
Zfb.....	<i>Zwischenfaserbruch</i>

Verwendete Symbole

Lateinische Buchstaben:

Symbol	Bezeichnung	Einheit
F_x	Kraft in X-Richtung	N
F_y	Kraft in Y-Richtung	N
F_z	Kraft in Z-Richtung	N
$\{f\}$	Kraftgrößenvektor	—
$[k]$	Gesamtsteifigkeitsmatrix	—
M_∞	Machzahl der ungestörten Anströmung	—
M_{tip}	Blattspitzenmachzahl	—
P_1	Messpunkt 1	—
P_2	Messpunkt 2	—
P_3	Messpunkt 3	—
P_4	Messpunkt 4	—
$R_{ }$	Zugfestigkeit parallel zur Faserrichtung	N/mm ²
R_{\perp}	Zugfestigkeit senkrecht zur Faserrichtung	N/mm ²
$R_{\perp }$	Schubfestigkeit	N/mm ²
S	Schubfestigkeit (Amerikanisch)	N/mm ²
$\{u\}$	Verschiebungsvektor	—
u	Verschiebung in X-Richtung	mm
v	Verschiebung in Y-Richtung	mm
w	Verschiebung in Z-Richtung	mm
X_c	Druckfestigkeit parallel zur Faserrichtung (Amerikanisch)	N/mm ²
X_t	Zugfestigkeit parallel zur Faserrichtung (Amerikanisch)	N/mm ²
Y_c	Druckfestigkeit quer zur Faserrichtung (Amerikanisch)	N/mm ²
Y_t	Zugfestigkeit quer zur Faserrichtung (Amerikanisch)	N/mm ²

Griechische Buchstaben:

Symbol	Bezeichnung	Einheit
β	Schlagwinkel	°
ζ	Schwenkwinkel	°
θ	Steuerwinkel	°
σ_1	Spannung in Faserrichtung	N/mm ²
σ_2	Spannung quer zur Faserrichtung	N/mm ²
σ_3	Spannung in Dickenrichtung	N/mm ²
σ_v	Vergleichsspannung	N/mm ²
σ_x	Spannung in X-Richtung	N/mm ²
σ_y	Spannung in Y-Richtung	N/mm ²
σ_z	Spannung in Z-Richtung	N/mm ²
σ_{zul}	Zulässige Spannung	N/mm ²
σ_{\parallel}^+	Zugspannung in Faserrichtung	N/mm ²
σ_{\parallel}^-	Druckspannung in Faserrichtung	N/mm ²
σ_{\perp}^+	Zugspannung quer zur Faserrichtung	N/mm ²
σ_{\perp}^-	Druckspannung quer zur Faserrichtung	N/mm ²
τ_{12}	Schubspannung auf Ebenen 1 und 2	N/mm ²
τ_{23}	Schubspannung auf Ebenen 2 und 3	N/mm ²
τ_{31}	Schubspannung auf Ebenen 3 und 1	N/mm ²
$\tau_{\perp\parallel}$	Schubspannung	N/mm ²
ψ	Azimut, Rotorumlaufwinkel	°
Ω	Drehbewegung der Rotoren	°

1 Einleitung

Neben herkömmlichen Flugzeugen haben sich Hubschrauber zu zuverlässigen Fluggeräten entwickelt, welche bei Rettungsdiensten, Versorgung von Offshore-Anlagen und im Militär nicht mehr wegzudenken sind. Hubschrauber können im Gegensatz zu Flugzeugen senkrecht starten und landen, sich in alle Richtungen bewegen, beliebig langsam fliegen und schweben. (Van der Wall 2020: V, 87-89). Seit den 1930er Jahren, vorangetrieben durch Forschungen von unter anderem Deutschen Luftfahrtpionieren wie Heinrich Focke und Anton Flettner, gehören Hubschrauber zu den erfolgreichsten Drehflüglern (Van der Wall 2020: 1). Anders als Flugzeuge, haben Hubschrauber keine strikte Trennung der auftriebs- und vortriebsliefernden Komponenten sowie der Steuerfunktionen. Der Hauptrotor generiert Auftrieb, Schub und dient gleichzeitig als Höhen- und Querruder. Zur Steuerung um die Gierachse wird als einziges weiteres Steuerelement ein Heckrotor verwendet. (Van der Wall 2020: 88)

Auf das zentrale Steuerelement, den Hauptrotor, wirken im Betrieb verschiedene instationäre aerodynamische Kräfte und Momente. Auf diese reagiert das Blatt aufgrund seiner elastischen Eigenschaften, ebenfalls mit Schwingungen, sodass ein komplexes aeroelastisches Problem entsteht. Das Resultat hieraus sind unter anderem Vibrationen und Lärm, die sich sowohl auf die Kabine und Passagiere als auch die Umwelt ausbreiten. (Van der Wall 2020: 73, 102)

Rotorblätter können komplexe Geometrien mit spannweitig variierenden Profilen haben (Van der Wall 2020: 72). Diese führen wiederum zu noch komplexerem aerodynamischem und strukturellem Verhalten des Blattes. Während des Rotorentwurfes ist es daher nicht möglich, das exakte aeroelastische Verhalten des Blattes in allen denkbaren Flugphasen zu bestimmen. Auch Strömungssimulationen stoßen hierbei an ihre Grenzen. Sie können sehr zeitaufwendig sein und approximieren das Strömungsverhalten in vielen Bereichen lediglich. Deswegen ist es notwendig die theoretische Auslegung mit experimentellen Daten zu ergänzen und zu überprüfen. (Lütke 2017: 3-4)

Das Institut für Aeroelastik des Deutschen Luft- und Raumfahrt Zentrums (DLR) forscht an Luftfahrtstrukturen wie Flugzeugen, Hubschraubern und Turbomaschinen. In der Abteilung „Aeroelastische Experimente“ wurde im Rahmen der Hubschrauberneuentwicklung ein innovatives CFK-Rotorblatt entwickelt (siehe Abbildung 1). Dieses Rotorblatt soll in mehreren Schritten experimentell untersucht werden. Zunächst wurde das Rotorblatt im transsonischen Windkanal und an der Rotortestanlage des DLR in Göttingen experimentell untersucht. Anschließend soll das Rotorblatt an einem Gesamt-Hubschraubermodell getestet werden. Um das Rotorblatt am Rotorkopf der Testanlage zu befestigen, wird eine Anschlussgeometrie

benötigt. In Vorbereitung auf diese Arbeit, wurden zwei Varianten des Anschlussstückes entwickelt.

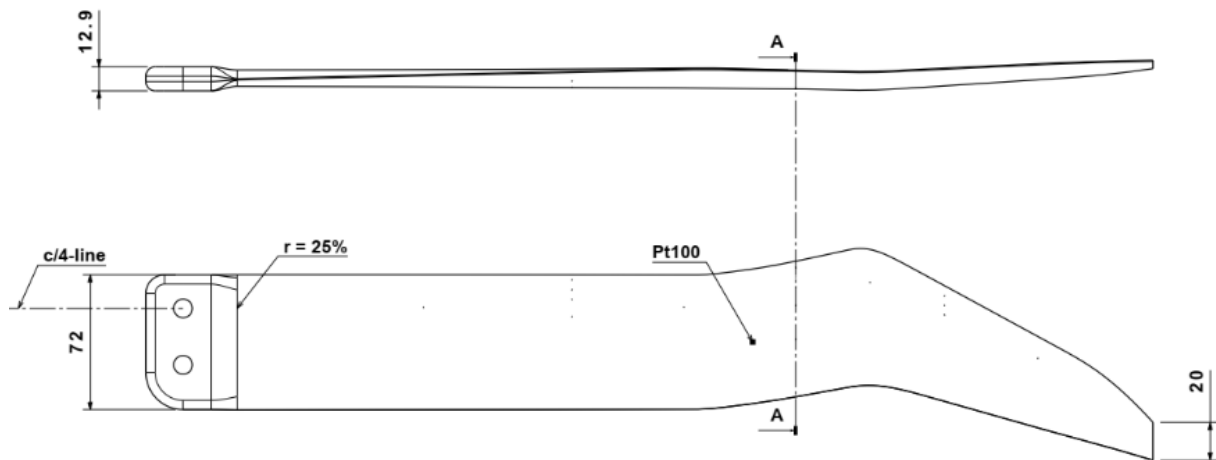


Abbildung 1: Innovatives doppel-gepfeiltes Rotorblatt (Müller et al. 2018: 6)

Gegenstand dieser Arbeit ist der Aufbau eines Finite-Elemente-Modells des Rotorblattanschlusses und die Durchführung einer Netzkonvergenzstudie. Hierfür soll zunächst eine finale Geometrie unter Berücksichtigung von Festigkeit, Gewicht und Gestaltungsrandbedingungen von carbonfaserverstärktem Kunststoff (CFK) ausgewählt werden. Der Laminataufbau und die Wandstärken sollen belastungsgerecht entworfen werden.

Der Aufbau des Finite-Elemente-Modells soll zum einen die Vernetzung der einzelnen Körper beinhalten. Hierzu gehörten die Auswahl passender Elementtypen für jeweilige Volumenkörper und die Festlegung der Verbindungs- bzw. Kontaktbedingungen zwischen den vernetzten Körpern. Zum anderen soll eine Netzkonvergenzstudie mit zunächst grober, dann feinerer Vernetzung durchgeführt werden. Das rechenfähige Finite-Elemente-Modell und die Rechendaten sollen anschließend auf Plausibilität geprüft werden. Optional kann eine weitere Geometrie des Blattanschlusses vernetzt und eine Rechnung für den Festigkeitsnachweis mit gegebenen Lastfällen durchgeführt werden.

2 Grundlagen

Im Folgenden sollen die für diese Arbeit benötigten Grundlagen der Finiten-Elemente-Methode, der Faser-Kunststoff-Verbunde und der Hubschraubertechnik erläutert werden.

2.1 Finite-Elemente-Methode

Die Finite-Elemente-Methode (FEM) ist eine auf numerischen Verfahren basierende Computer-Simulation, um physikalische Vorgänge nachzubilden. Sie findet besonders in der Strukturmechanik zahlreiche Anwendungsmöglichkeiten, da Verformungen, Spannungen, Eigenfrequenzen, Schwingungsformen und andere Größen berechnet werden können. Die Formgebung und Zusammensetzung der zu berechnenden Bauteile können hierbei beliebig kompliziert sein. Dies ermöglicht den Einsatz der FEM bereits im Vorentwurf und reduziert die Notwendigkeit Versuche durchzuführen, um physikalische Vorgänge zu verstehen. (Klein 20120: 1; Knothe et al. 2017: 1; Steinke 2015: 3)

2.1.1 Vorgehen

Während die Berechnung automatisch erfolgt, besteht die Aufgabe des Anwenders zum einen darin das reale Bauteil und seine Randbedingungen in ein rechenfähiges Modell zu überführen. Zum anderen müssen Finite-Elemente (FE) Ergebnisse aufbereitet, ausgewertet und auf Plausibilität geprüft werden. Die Bearbeitung von Ein- und Ausgabedaten wird Pre- und Postprocessing genannt. Aufgrund des großen mathematischen Aufwands beim Lösen der Gleichungssysteme, werden Berechnungen rechnergestützt durchgeführt (Klein 2012: 4; Steinke 2015: 3-5). Der prinzipielle Ablauf einer FEM Simulation ist in Abbildung 2 dargestellt.

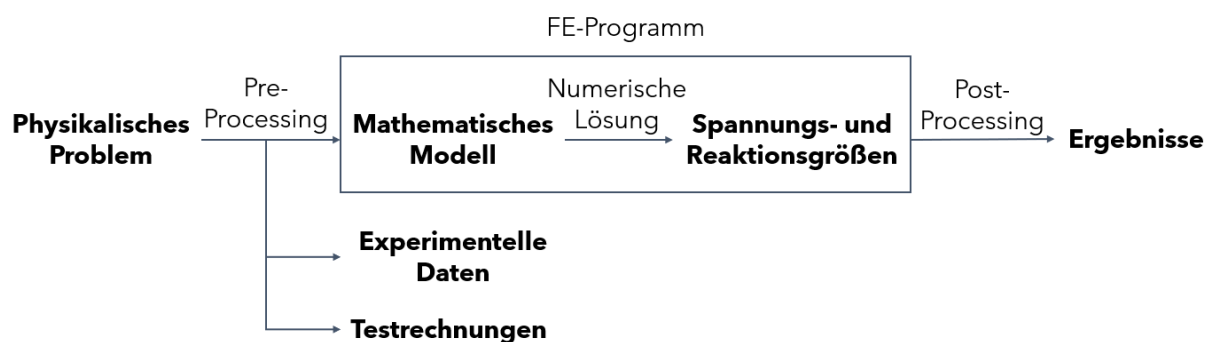


Abbildung 2: FEM Ablaufschema (nach: Klein 2012: 6; Knothe et al. 2017: 6; Steinke 2015: 4)

Preprocessing: Das Preprocessing umfasst die Modellierung des Problems und die Generierung eines FE-Modells. Hierfür muss das reale Bauteil idealisiert und diskretisiert werden. Die Idealisierung beschreibt die Wahl des mechanischen Ersatzmodells, beispielsweise ist es in manchen Fällen zulässig, ein dreidimensionales Problem auf ein zweidimensionales Problem zurückzuführen. Die Diskretisierung beschreibt die Feinheit der Aufteilung des Körpers in einem FE-Modell. Der Körper beschreibt hierbei eine Domäne, welche in endlich große Elemente, den sogenannten Finiten Elementen, unterteilt wird. Je nach Belastungsfall können unterschiedliche Elementtypen und -größen verwendet werden. So gibt es beispielsweise eindimensionale Stab-, zweidimensionale Schalen- und dreidimensionale Volumen-Elemente. Jedes Element verfügt über bestimmte Formen (dreieckig, viereckig) und Knotenpunkte. Diese Aneinanderreihung von Elementen bildet das sogenannte FE-Netz. (Klein 2012: 5-6; Knothe et al. 2017: 6; Steinke 2015: 3)

Das Preprocessing umfasst außerdem die Zuweisung von Materialeigenschaften an Elemente und die Definition von Randbedingungen der Domäne (Klein 2012: 6). An jedem Rand der Domäne muss entweder eine wesentliche (geometrische), oder eine natürliche (Kraft-) Randbedingung definiert werden. Wesentliche Randbedingungen beschreiben beispielsweise Verschiebungen, natürliche Randbedingungen hingegen beschreiben angreifende Kräfte. (Steinke 2015: 3-4)

Umfasst die FEM-Simulation mehrere Körper, so bildet jeder eine eigene Domäne. Zwischen den vernetzten Körpern müssen Kontakt- oder Übergangsbedingungen definiert werden. (Klein 2012: 182)

Mathematisches Modell und numerische Lösung: Das im FE-Modell bestimmte System kann mit einem numerischen Gleichungslöser behandelt werden. Das zugrunde liegende Gleichungssystem in Matrizenschreibweise, unter der Annahme von kleinen Verschiebungen der Struktur und einem linear elastischen Materialverhalten, lautet:

$$\{f\} = [k]\{u\}$$

Die Koeffizientenmatrix k stellt die Gesamtsteifigkeitsmatrix dar, der Vektor f den Kraftgrößenvektor und u die gesuchten Verschiebungen der Knotenpunkte. (Klein 2012: 6; Steinke 2015: 4)

In der Praxis können nichtlineare Materialprobleme, wie Plastizität oder Kriechen, sowie geometrische Nichtlinearitäten auftreten. So kann beispielsweise bei großen Verschiebungen, Formänderungen und Instabilitäten kein linearer Verschiebungsansatz gewählt werden. Das

daraus entstehende nichtlineare Gleichungssystem ist nicht wie die vorhergehende Gleichung direkt lösbar, sondern kann nur iterativ gelöst werden. (Klein 2012: 247, 257)

Zur Beschreibung des elastomechanischen Verhaltens eines Körpers im Raum sind 15 Gleichungen notwendig: drei Gleichgewichtsbedingungen, sechs Spannungs-Verzerrungsgleichungen (Hook) und sechs Verzerrungs-Verschiebungsgleichungen. (Klein 2012: 19)

In diesen 15 Gleichungen treten 15 Unbekannte auf:

- Sechs Spannungen: $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$
- Sechs Verzerrungen: $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}$
- Drei Verschiebungen: u, v, w

(Klein 2012: 19-25; Steinke 2015: 61-62, 64-65)

Um das Gleichungssystem zu lösen, werden die Steifigkeitsmatrizen der einzelnen Elemente aufgestellt und additiv zu einer Gesamtsteifigkeitsmatrix überlagert. Unter Berücksichtigung der Randbedingungen kann das Gleichungssystem nach den gesuchten Verformungen aufgelöst werden. Aus den Verformungen können wiederum Spannungen und Reaktionskräfte und -momente ermittelt werden. (Steinke 2015: 4)

Postprocessing: Ergebnisdaten der Berechnung werden üblicherweise grafisch interpretiert. Dies verschafft einen schnellen Überblick über das Verformungsverhalten und die Spannungsverteilungen in Bauteilen. Auch Reaktionskräfte und Schwingungsformen lassen sich grafisch auswerten. (Klein 2012: 5-6; Knothe et al. 2017: 6; Steinke 2015: 5)

Verifikation: In der Verifikation wird im Anschluss an die Berechnung und Darstellung der Ergebnisse überprüft, ob das mathematische Modell korrekt gelöst wurde. Diese Frage kann mit Plausibilitätsprüfungen beantwortet werden. Hier sollte ein besonderes Augenmerk auf drei Fragen gerichtet werden:

- Wurden Randbedingungen eingehalten? Es kann beispielsweise geprüft werden, ob die Verschiebung an festen Einspannungen, oder die Tangentialspannung auf freien Flächen gleich Null sind.
- Wurden physikalische Zusammenhänge richtig modelliert? Hier lässt sich prüfen, ob in Lagerpunkten sinnvolle Gegenreaktionen wirken.
- Ist der numerische Fehler akzeptabel? Aufgrund der Numerik werden einzelne, finite angenäherte Werte berechnet und keine gesamtheitliche Lösungsfunktion erzeugt. Es gilt allerdings, dass sich bei einer unendlichen Anzahl der Elemente die exakte Lösung ergibt. Deswegen ist die Analyse des Konvergenzverhaltens der FEM ein sehr

nützliches Werkzeug für eine Fehlerbeschreibung. Zusätzlich können hier Handrechnungen an bestimmten Stellen der Struktur mit FEM-Lösungen verglichen werden.

(Klein 2012: 8; Knothe et al. 2017: 6; Steinke 2015: 57-58)

Validierung: In der Validierung wird geprüft, ob das gelöste mathematische Modell physikalische Vorgänge angemessen beschreibt. Hierfür ist es allerdings notwendig, das exakte physikalische Verhalten (z.B. aus Experimenten) zu kennen, um Vergleiche ziehen zu können. Bei komplexen Bauteilen und Lastfällen sind diese allerdings häufig nicht bekannt, was die Fehlerabschätzung erschwert. (Klein 2012: 8) Im besten Fall werden in der Validierung experimentelle Daten mit Simulationsergebnissen und Testrechnungen bzw. Vorabschätzungen abgeglichen. (Knothe et al. 2017: 6 ,7)

2.1.2 Ansys

Ansys ist eine Finite-Elemente-Software zur Lösung von Problemen der Strukturmechanik, Fluidmechanik, Akustik, Thermodynamik, Elektromagnetismus, Piezoelektrizität und multiphysikalischen Aufgabenstellungen. Ansys kann in zwei Versionen verwendet werden, die klassische Version „Ansys Classic“ und der weitgehend grafischen Bedienerführung „Ansys Workbench“. In Ansys Classic werden grafische Pre- und Postprozessoren verwendet, zur Eingabe und Automatisierung wird typischerweise Ansys Parametric Design Language (APDL) verwendet. Ansys Workbench verfügt über eine graphische Benutzeroberfläche, welche die Eingabe von Berechnungsproblemen erleichtert, allerdings noch nicht über den vollen Funktionsumfang von Ansys Classic verfügt. Funktionen aus Ansys Classic können mit APDL auch in Workbench verwendet werden. (ANSYS.com 2020; CADFEM.net 2020)

Verwendete Elemente

Schalen-Elemente: Bei Schalen-Elementen wird ein Volumenmodell über seine Referenzfläche mit entsprechender Dickenausdehnung modelliert. Diese Elemente können für dünne bis mäßig dünne Strukturen, wie FKV- und Sandwichstrukturen verwendet werden. FE-Modelle aus Schalen-Elementen bieten gegenüber Volumen-Elementen den Vorteil einer besseren Berechnungsperformance, da sie eine deutlich geringere Knotenanzahl besitzen. Die in Ansys

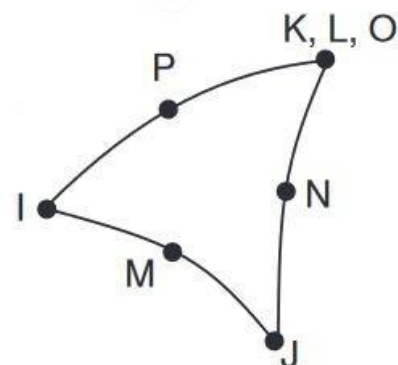


Abbildung 3: SHELL281 Element (Ansys, Inc. [1]: 14.281)

verwendeten SHELL181 Elemente besitzen vier und SHELL281 Elemente acht Knoten (siehe Abbildung 3). Jeder der Knoten hat drei translatorische und drei rotatorische Freiheitsgrade. (Ansys, Inc. [1]: 14.281; Gebhardt 2011: 193-194; Klein 2012: 310; MM.BME.hu 2020 [1]; MM.BME.hu 2020 [2])

Volumen-Elemente: Mit Volumen-Elementen können die Spannungen von Strukturen an allen Stellen bestimmt werden. SOLID185 Elemente verfügen über acht Knoten und jeweils drei translatorische Freiheitsgrade (siehe Abbildung 4). SOLID187 Elemente sind durch ihre 10 Knotenpunkte besser für komplexe und irreguläre Netze geeignet. (Ansys, Inc. [1]: 14.187; Klein 2012: 310; MM.BME.hu 2020 [3]; MM.BME.hu 2020 [4])

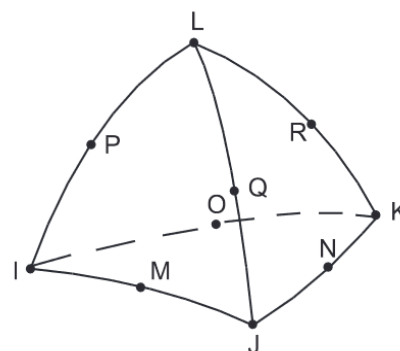


Abbildung 4: SOLID187 Element (Ansys, Inc. [1]: 14.187)

Volumen-Schalen-Elemente: Volumen-Schalen-Elemente bzw. Solid-Shell-Elemente bilden einen Kompromiss aus der Genauigkeit von Volumen-Elementen und der Berechnungsperformance von Schalen-Elementen. Diese Elemente können verwendet werden, um beispielsweise Schalenstrukturen mit einem breiten Dickspektrum zu simulieren. Sie sind außerdem komfortabel an Volumen-Elementen anbindbar, da sie nicht über ihre Mittelflächen modelliert werden und an Knotenpunkten die gleichen Freiheitsgrade wie Volumen-Elemente besitzen. SOLSH190 Elemente besitzen acht Knotenpunkte und verfügen an diesen wie Volumen-Elemente über drei translatorische Freiheitsgrade (siehe Abbildung 5). (Ansys, Inc. [1]: 14.190; Gebhardt 2011: 195; Klein 2012: 310; MM.BME.hu 2020 [5])

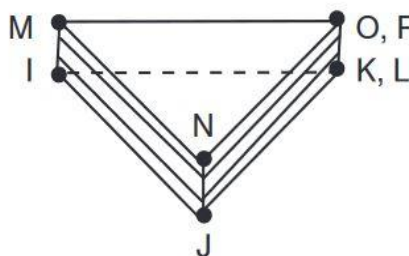


Abbildung 5: SOLSH190 Element (Ansys, Inc. [1]: 14.190)

Prüfung der Netzqualität

Ungenügende Netzqualität kann bei der Lösung des FE-Modells zu Berechnungsfehlern oder nicht akzeptablen Ergebnisabweichungen führen. Hier muss besonders auf die Elementverzerrung geachtet werden, da diese schwierig zu beheben und mit größeren Netzkorrekturen verbunden sind. Die Unterschiede der Seitenlängen von Elementen und die Spitze der Winkel in Elementen können durch verschiedene Prüfungen untersucht werden. (Klein 2012: 313-314)

Seitenverhältnisprüfung: Die Seitenverhältnisprüfung setzt die kürzeste zur längsten Elementseite ins Verhältnis. Dieses Verhältnis liegt optimaler Weise zwischen 0,5 und 1,0 (siehe Abbildung 6). (Klein 2012: 313-314)

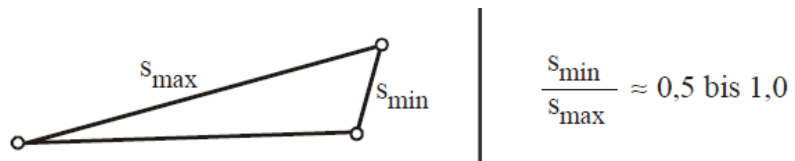


Abbildung 6: Seitenverhältnisprüfung (Klein 2012: 314)

2.2 Faser-Kunststoff-Verbunde

In der Faserverbundbauweise werden unterschiedliche Werkstoffe so kombiniert, dass sich neue Materialeigenschaften ergeben, welche die einzelnen Werkstoffkomponenten alleine nicht erreichen könnten. Besonders im Leichtbau findet die Faserverbundbauweise zahlreiche Anwendungsmöglichkeiten, da hohe Festigkeiten bei geringer Dichte erzielt werden können. Obwohl Faserverbundwerkstoffe als eigene Werkstoffklasse betrachtet werden, sind sie Kombinationen verschiedener Faser- und Matrixkomponenten. In den Verbundkonstruktionen gibt es eine klare Aufgabenteilung, die hochfesten Fasern nehmen mechanische Lasten auf, während die Matrix die Fasern in der vorgegebenen Form hält und stützt. (May 2020: 1, 4-5; Schürmann 2007: 1, 13)

Unter Faserverbundwerkstoffen versteht man meist eine Kombination aus hochfesten Fasern und einem Kunststoff als Matrix, die sogenannten Faser-Kunststoff-Verbunde (FKV). Seit dem 20. Jahrhundert und der Entwicklung von Kunstharzen, sind diese beliebte Matrixkomponenten. Sie stellen einen idealen Kleber für Faserkonstruktionen dar, da sie leicht, korrosionsbeständig und in der Fertigung einfach zu handhaben sind. (Schürmann 2007: 1, 13)

Matrix: In einem Faser-Kunststoff-Verband übernimmt die Matrix eine Vielzahl an Aufgaben, zum Beispiel bestimmt sie die Formgebung, indem sie die Fasern in der gewünschten Geometrie fixiert. Außerdem verklebt sie Fasern miteinander und leitet so Kräfte in einzelne Fasern ein und von einer Faser zur anderen. Bei Beanspruchungen quer zur Faserrichtung und bei Schubbeanspruchung übernimmt die Matrix einen Teil der mechanischen Lasten und stützt die Fasern bei einer Druckbeanspruchung in Faserlängsrichtung gegen Schubknicken. Fast alle Eigenschaften eines Verbundwerkstoffes, wie Dichte, Steifigkeitsverhalten und Festigkeitswerte, werden von der Matrix entscheidend beeinflusst. Hierbei ist sie zumeist das schwächste Glied im Verbund. (Schürmann 2007: 83)

Die am häufigsten verarbeiteten polymeren Matrixsysteme sind Duroplaste. Sie werden auch Reaktionsharze oder Harze genannt, da hier die endgültig feste Form des Stoffs durch eine chemische Reaktion, der sogenannten Härtung, entsteht. Duroplastische Matrixsysteme besitzen einen hohen Elastizitätsmodul, eine geringe Kriechneigung, eine gute thermische und chemische Beständigkeit sowie gute Steifigkeitseigenschaften. Außerdem sind ihre Verarbeitung und die Benetzung einfach und zuverlässig zu bewerkstelligen. Allerdings sind Duroplaste nicht aufschmelz- und schweißbar und daher nur bedingt recyclebar. Zusätzlich zeigen sie ohne die Zugabe von Füllstoffen ein zunehmend sprödes Bruchverhalten. (Schürmann 2007: 84-85)

Es werden vorwiegend Epoxid (EP)-Harze, Ungesättigte Polyester-Harze und Vinylester-Harze in der Faserverbundtechnik verwendet. (Schürmann 2007: 84-85) Neben duroplastischen Matrixsystemen können auch Kunststoffe aus Thermoplasten und Elastomeren verwendet werden oder nicht Polymer-Werkstoffe wie Metalle oder Keramiken. (May 2020: 1; Schürmann 2007: 13, 85-86)

Fasern: Wie bereits beschrieben, nehmen in einem Verbund die Fasern angreifende Lasten am Bauteil auf. Hierfür müssen sie eine hohe Steifigkeit und Festigkeit besitzen und für optimale Leichtbaueigenschaften eine möglichst geringe Dichte aufweisen. Besonders gut dafür geeignet sind Stoffe, deren Elemente aus den ersten beiden Reihen des Periodensystems bestehen, wie beispielsweise Kohlenstoff oder Silizium. Da die meisten Werkstoffe in Form von Fasern höhere Festigkeiten und Steifigkeiten erreichen als in kompakter Form, können auch Werkstoffe verwendet werden, die nicht zu den klassischen Konstruktionsstoffen gehören. Bei hoch beanspruchten Faser-Kunststoff-Verbunden bestehen die am häufigsten verwendeten Fasern aus Glas, Kohlenstoff oder Aramid. (Schürmann 2007: 21, 26)

Kohlenstoff- oder Carbonfasern besitzen besonders gute Leichtbaueigenschaften. Sie verfügen über eine besonders geringe Dichte von $1,8 \frac{g}{cm^3}$ und sehr hohe Festigkeiten und Steifigkeiten. Auch der Elastizitätsmodul und die Ermüdungsfestigkeit von Kohlenstofffasern sind besonders hoch. Die Ausrichtung der Graphitkristalle in Faserlängsrichtung führt zu einer deutlichen Anisotropie. Dies führt dazu, dass der Elastizitätsmodul in Faserlängsrichtung um eine Größenordnung höher ist, als in Querrichtung. Nachteile von Kohlenstofffasern sind zum Teil sprödes Bruchverhalten und eine geringe Bruchdehnung, sowie eine geringere Druckfestigkeit als Zugfestigkeit. Ein weiterer zentraler Nachteil von Kohlenstofffasern ist der sehr hohe Faserpreis. Der Preis steigt mit dem Elastizitätsmodul der Faser und der Feinheit des Garns und ist häufig Grund dafür, dass Strukturbauteile weiterhin konventionell aus metallischen Werkstoffen gefertigt werden. (Schürmann 2007: 35, 39-41)

Einsatzgebiete: Durch die ständige Suche nach besseren Leichtbau-Werkstoffen, hat sich die Luft- und Raumfahrt zum größten Einsatzgebiet der FKV entwickelt. Sie finden jedoch auch im Fahrzeug-, Boots- und Schiffbau, sowie in der Elektrotechnik und im Bauwesen zahlreiche Anwendungsmöglichkeiten. (May 2020: 6; Schürmann 2007: 6-10)

Vor- und Nachteile: Gegenüber klassischen metallischen Werkstoffen besitzen FKV einige nutzbare Vorteile, jedoch auch Nachteile, die kompensiert oder vermieden werden müssen. Die Vorteile der FKV sind:

- Hohe Festigkeiten und Steifigkeiten bei sehr geringer Dichte

- Ausgezeichnete Korrosionsbeständigkeiten
- Geringe Wärmeleitfähigkeit
- Hohes spezifisches Energieaufnahmevermögen

Die Nachteile im Vergleich zu metallischen Strukturen sind:

- Hohe Materialpreise, insbesondere für Lamine mit Kohlenstofffasern
- Hohe Entwicklungskosten, aufgrund fehlender Standards für Auslegungsmethoden und lückenhafter Simulationsfähigkeit
- Herausforderungen bei der Qualitätssicherung, Reparatur und Recycling

(May 2020: 10, 71; Schürmann 2007: 4-5)

2.2.1 Aufbau und Gestaltung

Bei leichtbaugerechten Strukturen handelt es sich typischerweise um dünnwandige und flächig ausgebildete Bauteile. Die Dickenrichtung kann meist vernachlässigt werden, da äußere Kräfte größtenteils in der Ebene wirksam werden. Um Kräfte aus verschiedenen Richtungen aufnehmen zu können, werden die lasttragenden Fasern in den entsprechenden Richtungen angeordnet. Dafür werden mehrere Einzelschichten mit unterschiedlicher Faserorientierung so gestapelt, dass ein Mehrschichten-Verbund (MSV) oder ein sogenanntes Laminat entsteht. Bei Faser-Kunststoff-Verbunden besteht ein MSV überwiegend aus unidirektionalen (UD) Schichten (siehe Abbildung 7). In solchen Schichten wird idealisiert angenommen, dass alle Fasern parallel und ohne Unterbrechung in eine Richtung verlaufen und dass sie über den Querschnitt gleichmäßig verteilt sind. Außerdem wird angenommen, dass Matrix und Fasern so ideal aneinanderhaften, dass bei Belastung keine Verschiebungen an Faser-Matrix-Grenzflächen auftreten kann. Neben UD-Schichten werden häufig auch Gewebesichten als Faserhalbzeug verwendet. Diese bestehen im mechanischen Sinn aus zwei Einzelschichten, die ineinander verwoben sind und deren Faserrichtungen um 90° zueinander gedreht sind. (Schürmann 2007: 14-15)

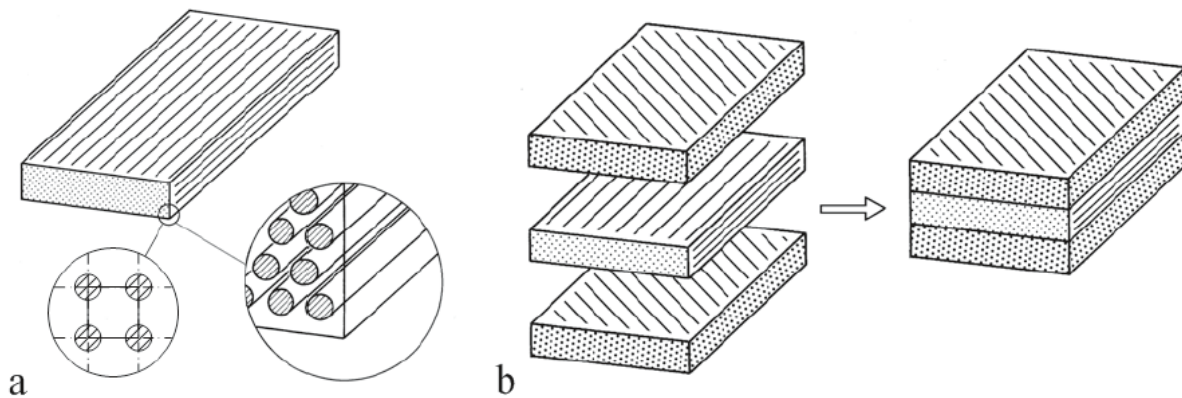


Abbildung 7: **a** Unidirektionale Schicht **b** Mehrschichtenverbund aus miteinander verklebten Einzelschichten (Schürmann 2007: 15)

Um ein gewünschtes Gesamtmaterialverhalten zu erzielen, müssen verschiedene Parameter festgelegt werden. Dazu gehören die Anzahl, Faserorientierung und Dicke der Einzelschichten. Zusätzlich müssen der Anteil von Fasern und Matrix innerhalb einer Schicht, der sogenannte Faservolumenanteil, und die Schichtreihenfolge im MSV festgelegt werden. (Schürmann 2007: 15)

Um FKV mechanisch analysieren zu können, muss zunächst das mechanische Verhalten des Laminates charakterisiert werden. Dies kann entweder experimentell am Laminat gemessen, oder rechnerisch bestimmt werden. Hierbei ist die rechnerische Vorgehensweise günstiger, da sie einen raschen Vergleich zwischen unterschiedlichen Lagenvarianten erlaubt, ohne Prototypen herstellen zu müssen. Zur mechanischen Beschreibung eines MSV kann die Klassische Laminattheorie verwendet werden. Mit ihr wird zunächst das Laminat-Elastizitätsgesetz aus den Elastizitätsgesetzen der Einzelschichten aufgebaut. Liegt das Werkstoffgesetz des Laminates vor, können anschließend Spannungen und Verzerrungen in jeder Einzelschicht ermittelt werden. Durch Festigkeitskriterien kann anschließend überprüft werden, ob der Spannungszustand von den einzelnen Schichten ertragen werden kann. Da die Einzelschichten eines MSV nicht gleichzeitig, sondern nacheinander versagen, kann im Anschluss eine Degradationsanalyse durchgeführt werden. Mit einer Degradationsanalyse kann der Beanspruchungsbereich zwischen beginnender Rissbildung und dem Totalbruch untersucht werden (Puck 1996: 82). (Schürmann 2007: 15-16, 219)

Gestaltungsregeln: Da sich die Konstruktion von FKV von der Konstruktion mit klassischen metallischen Werkstoffen unterscheidet, lassen sich folgende Gestaltungsregeln angeben:

- Um Biege-Drill-Kopplungen zu vermeiden, ist es sinnvoll, sowohl im Laminat als auch im Bauteil Symmetrien vorzusehen.
- Da UD-Schichten nur eine geringe Schubfestigkeit besitzen, sollte Querkräften und resultierendem Schub besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden.

- Für die Fertigung von FKV-Bauteilen werden häufig Negativformen verwendet. Hinterschneidungen sollten deswegen vermieden werden.
- Um eine homogene Faserverteilung ohne Lufteinschlüsse zu gewährleisten, kann das Laminat beim Aushärten mit Druck kompaktiert oder vakuumiert werden.
- Scharfe Ecken und kleine Radien sind zu vermeiden, da sich das Laminat abheben kann und dort ungenügend kompaktiert wird. Sollten sich scharfe Ecken nicht vermeiden lassen, können die Einzelschichten unter Anpressdruck und mit Hilfswerkzeugen sorgfältig in die Ecke drapiert werden.
- Auch das Abschneiden von Fasern sollte vermieden werden, da Schubrisse zwischen den Fasern auftreten können. Ist wie bei Bohrungen das Schneiden der Faser nicht vermeidbar, kann das Spannungsniveau durch lokales Aufdicken der gefährdeten Bereiche gesenkt werden. Zusätzlich können Bohrungen gestochen werden, anstatt zu bohren. Um Spannungen über die Bohrränder hinwegzuleiten, können außerdem Unterlegscheiben verwendet werden.

(Schürmann 2007: 619, 624-625, 627-628)

Flugzeugbau-Laminat: Flugzeugbau-Lamine besitzen drei Faserorientierungen 0° , $\pm 45^\circ$ und 90° (siehe Abbildung 8). Sie sind besonders vorteilhaft, weil sie Lastkombinationen überwiegend durch die Fasern aufnehmen. Daher werden sie häufig verwendet. Die 0° und 90° Fasern werden in Richtung der Normalkräfte orientiert, die $\pm 45^\circ$ Fasern nehmen Schubspannungen und einen Teil der Normalkräfte auf. (Schürmann 2007: 243-244)

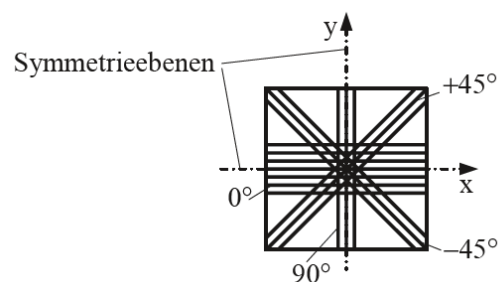


Abbildung 8: Flugzeugbau-Laminat (Schürmann 2007: 243)

Schlaufenanschluss: Wenn UD-Faserstränge einen Bolzen umschlingen, entsteht ein sogenannter Schlaufenanschluss. Dieser bildet eine formschlüssige Verbindung und ermöglicht besonders hohe Belastungen.

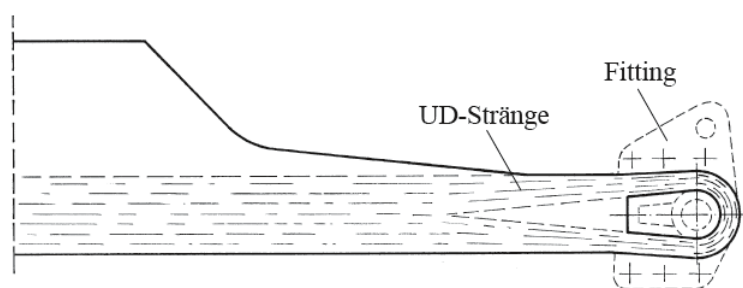


Abbildung 9: Rotorblattanschluss des Hubschraubers Bo 105 (Schürmann 2015: 502)

Die Belastung erfolgt hier fasergerecht fast ausschließlich entlang der Faserrichtung. Die Herstellung von Schlaufenverbindungen ist allerdings aufwendig, da für höchste Festigkeiten die Stränge sorgfältig von Hand gelegt werden müssen. Prepregs, bereits mit Reaktionsharzen

vorimprägnierte Faser-Matrix-Halbzeuge, sind für Schlaufenanschlüsse besonders gut geeignet. Diese werden in der Bauteilform unter Temperatur und Druck ausgehärtet.

Schlaufenanschlüsse werden vor allem bei Anschlüssen von Hubschrauber Rotorblättern verwendet, um hier eine fasergerechte Aufnahme der hohen Zugkräfte zu schaffen (siehe Abbildung 9). (Schürmann 2007: 486, 501-502)

2.1.2 Festigkeitskriterien

Aufgabe der Festigkeitsanalyse ist die Ermittlung des Tragvermögens und der Sicherheiten gegen Versagen einer Struktur. Bei isotropen Werkstoffen wird nach einem Fließkriterium und einer Festigkeitshypothese eine Vergleichsspannung σ_v berechnet, welche mit einer maximal zulässigen Spannung σ_{zul} verglichen wird. Sofern die Vergleichsspannung σ_v kleiner als die zulässige Spannung σ_{zul} ist, bleibt die Struktur tragfähig. Als Festigkeitshypothese wird häufig die Vergleichsspannung nach Von Mises verwendet. Für ebene Spannungszustände lautet sie:

$$\sigma_v = \sqrt{(\sigma_x)^2 + (\sigma_y)^2 - \sigma_x \sigma_y + 3 (\tau_{xy})^2}$$

(Schnell et al. 1989: 67-68; Schürmann 2007: 412)

Durch den Spröbruchcharakter der FKV können zur Festigkeitsbeurteilung keine Fließkriterien verwendet werden. Zusätzlich erfolgt hier sowohl die Spannungs- als auch die Festigkeitsanalyse schichtenweise, da die Einzelschichten eines MSV nicht gleichzeitig, sondern sukzessive nacheinander versagen. Abbildung 10 zeigt den räumlichen Spannungszustand an einem UD-Element mit drei Normalspannungen $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ und drei Schubspannungen $\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{31}$. In den Klammern sind die Spannungen dargestellt, welche sich aus den Beanspruchungen ergeben. Wie bereits beschreiben, können bei FKV-Flächentragwerken Spannungen mit Kraftwirkungen in Dickenrichtung häufig vernachlässigt werden. (Puck 1996: 3-4, 6; Schürmann: 16, 344-345, 393)

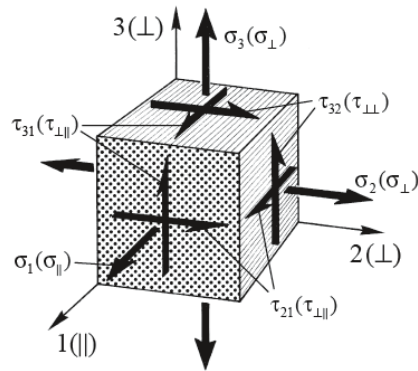


Abbildung 10: Räumlicher Spannungszustand eines UD-Elementes und daraus resultierende Beanspruchungen (Schürmann 2007: 344)

Aufgrund der transversalen Isotropie einer UD-Schicht, stellen einige Spannungen die gleiche Beanspruchung am UD-Element dar. Aus den Beanspruchungen lassen sich wiederum die zugehörigen Festigkeiten ableiten. Der Zusammenhang ist in Tabelle 1 dargestellt.

Tabelle 1: Beanspruchungen und dazugehörige Festigkeiten (t = tension, c = compression) (nach Schürmann: 345)

Bezeichnung	Beanspruchung	Festigkeit
Zugfestigkeit parallel zur Faserlängsrichtung	σ_{\parallel}^{+}	X_t
Zugfestigkeit quer zur Faserlängsrichtung	σ_{\perp}^{+}	Y_t
Druckfestigkeit parallel zur Faserlängsrichtung	σ_{\parallel}^{-}	X_c
Druckfestigkeit quer zur Faserlängsrichtung	σ_{\perp}^{-}	Y_c
Schubfestigkeit	$\tau_{\perp\parallel}/\tau_{\parallel\perp}$	S

Versagensarten: Bei FKV muss aufgrund der sehr unterschiedlichen Eigenschaften der Fasern und der Matrix grundsätzlich zwischen zwei Versagensarten differenziert werden, dem Faserbruch (Fb) und dem Zwischenfaserbruch (Zfb). Beim Faserbruch entsteht durch faserparallele Beanspruchung ein Riss, welcher die Fasern quer zu ihrer Längsrichtung trennt. Solch ein Bruch entsteht bei sehr hohen Beanspruchungen. (Puck 1996: 14; Schürmann 2007: 345-346)

Ein Zwischenfaserbruch verläuft entweder durch die Matrix und/oder in einer Faser-Matrix-Grenzfläche. Der zugehörige Riss verläuft parallel zur Faserlängsrichtung und betroffene UD-Schichten werden meist vollständig von ihm durchtrennt. Es ist auch möglich, dass in einer hoch anisotropen Faser ein Zfb in Faserlängsrichtung entsteht. Tritt ein Zfb in Grenzflächen zweier benachbarter UD-Schichten auf, wird von einer Delamination gesprochen. In einem Laminat wird der Zfb erst an benachbarten Schichten gestoppt, sofern diese eine deutlich abweichende Faserorientierung von der versagenden Schicht haben. Zfb kann bei sehr niedrigen Beanspruchungen auftreten, sodass die hochfesten Eigenschaften des Laminates nicht genutzt werden können. (Puck 1996: 18, 21; Schürmann 2007: 345-346)

Versagenskriterien: Um die Tragfähigkeit eines Laminates bei beliebiger ebener Beanspruchung beurteilen zu können, werden sogenannte Versagenskriterien verwendet. Diese Kriterien ermitteln einen Versagenswert mithilfe der zulässigen Spannungen, welcher kleiner als 1 sein muss, damit kein Versagen auftritt. Ein Versagenskriterium lässt sich auch durch einen Versagenskörper veranschaulichen, welcher im dreidimensionalen Raum liegt und aufgespannt ist durch die drei Spannungen des ebenen Spannungszustandes $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$. Sofern der Spannungstensor innerhalb des Versagenskörpers liegt, tritt nach dem entsprechenden Kriterium kein Versagen der Struktur auf. Verlässt der Spannungstensor hingegen den Versagenskörper, wird von einem Versagen der Struktur ausgegangen. (Bramsiepe 2016: 27)

Maximalspannungskriterium: Das Maximalspannungskriterium beinhaltet Versagenswerte, welche die drei Belastungsrichtungen mit den einzelnen Festigkeitswerten vergleichen. R_{\parallel} entspricht der Laminatfestigkeit parallel zur Faserrichtung, R_{\perp} ist die Festigkeit quer zur Faserrichtung und $R_{\perp\parallel}$ entspricht der Schubfestigkeit des Laminats. Damit kein Strukturversagen auftritt, müssen alle drei Kriterien erfüllt werden. In dem Maximalspannungskriterium werden keine biaxialen Spannungszustände berücksichtigt. Außerdem gibt das Kriterium keinen Aufschluss darüber, welche Komponente des Verbundes auf welche Art versagt. (Bramsiepe 2016: 30-31)

$$\frac{\sigma_1}{R_{\parallel}} \leq 1$$

$$\frac{\sigma_2}{R_{\perp}} \leq 1$$

$$\frac{\tau_{12}}{R_{\perp\parallel}} \leq 1$$

Bei dem in Ansys verwendeten Maximalspannungskriterium handelt es sich um ein modifiziertes Kriterium, welches unter anderem zwischen Faserversagen und Matrixversagen differenzieren kann. Insgesamt kann zwischen sechs Versagensarten unterschieden werden:

- Faserversagen (s1)
- Matrixversagen (s2)
- Versagen aufgrund ebener Schubspannung (s13)
- Versagen aufgrund nicht ebener Schubspannungen (s23)
- Delamination (s3).

(Ansys Inc. [2]: 5.3.4.2)

Puck-Kriterium: Das Versagenskriterium nach Puck gibt nicht nur an, ob es zum Versagen kommt, sondern auch auf welche Art das Versagen eintritt. In der Erweiterung des Puck-Kriteriums wird zwischen zwei Arten des Faserbruchs und drei Arten des Zwischenfaserbruchs unterschieden. Beim Faserbruch wird zwischen einem Riss der Faser und dem Versagen durch Faserknicken differenziert (Puck 1996: 71-75).

Der Zwischenfaserbruch wird in drei unterschiedliche Versagens-Modi A, B und C unterteilt, diese sind in Abbildung 11 dargestellt.

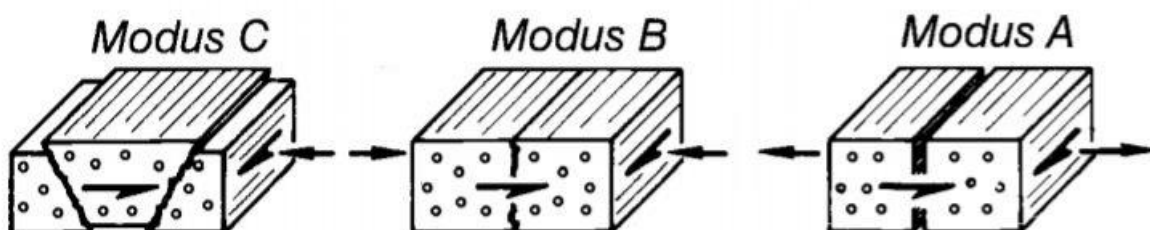


Abbildung 11: Zfb-Modi A, B und C (Puck 1996: 61)

Bruchmodus A wird durch eine Beanspruchung durch σ_{\perp}^{+} und/ oder $\tau_{\perp\parallel}$ generiert. Der entstehende Riss verläuft in Dickenrichtung auf der gemeinsamen Wirkebene von σ_2 und τ_{12} . Dieser Bruchmodus führt zu einem deutlichen Steifigkeitsverlust der Schicht im MSV und muss bei einer Degradationsanalyse berücksichtigt werden. (Schürmann 2007: 421)

Bruchmodus B kommt bei einer überlagerten Beanspruchung von $\tau_{\perp\parallel}$ und σ_{\perp}^{-} vor. Die Schubbeanspruchung von $\tau_{\perp\parallel}$ führt zur Rissbildung, während die Querdruckbeanspruchung σ_{\perp}^{-} durch seinen Reibeinfluss die Schubbelastbarkeit anhebt. Die

Steifigkeitsabnahme infolge der Rissbildung durch Bruchmodus B ist im Vergleich zu Modus A geringer. (Schürmann 2007: 421-422)

Bruchmodus C wird durch eine σ_{\perp}^{-} Beanspruchung verursacht. Der schräge Druckbruch kann zum Aufgleiten der Bruchstücke führen, sodass eine Keilwirkung entsteht, welche das gesamte Laminat aufsprengen kann. Während Bruchmodi A und B zum Teil tolerierbar sind, muss Modus C vermieden werden. (Schürmann 2007: 422)

In Ansys Workbench 2019 R3 können unter Anwendung des Versagenskriteriums nach Puck fünf Versagensarten identifiziert werden:

- Versagen der Fasern (pf)
- Matrix-Versagen nach Modus A (pmA)
- Matrix-Versagen nach Modus B (pmB)
- Matrix-Versagen nach Modus C (pmC)
- Delamination (pd).

(Ansys Inc. [2]: 5.3.4.5)

2.3 Hubschraubertechnik

Ein Hubschrauber ist ein Drehflügler, welcher mit einem oder mehreren Rotoren sowohl Auftrieb als auch Vortrieb erzeugt. Gleichzeitig dient der Rotor als Quer- und Höhenruder und die Steuerung um die Gierachse erfolgt im Schwebeflug durch einen Heckrotor. Während die Steuerung von Flächenflugzeugen über den Ausschlag von Klappen und über den Triebwerksschub erfolgt, gibt es bei Hubschraubern in der Regel keine Klappensysteme oder Schubtriebwerke. Einige Hubschrauber, wie Co-Axial- und Flettner-Hubschrauber und der Sikorsky UH-60 (Black Hawk) verfügen allerdings beispielsweise über zusätzliche Höhen- oder Seitenruder mit Klappensystemen. Hier werden zur Steuerung die Rotorblätter insgesamt um ihre Längsachse gedreht. Eine Taumelscheibe überträgt die Steuerwinkel vom nicht drehenden Hubschraubersystem ins drehende Rotorsystem. Die Taumelscheibe wird von den Steuerknüppeln des Piloten gesteuert, einer steuert das Kollektiv zur Schubregelung und ein weiterer die zyklische Blattwinkelverstellung zur Schubrichtungssteuerung. Die kollektive Steuerung bewirkt die gleiche statische Blattverstellung aller Rotorblätter, während der zyklische Steuerwinkel den Blatteinstellwinkel einmal pro Umdrehung variiert. Es wird hier zwischen dem Einstellwinkel, welcher über die Steuerstangen aktiv eingestellt wird, und dem Anstellwinkel unterschieden. Der Anstellwinkel beschreibt den aerodynamischen Anstellwinkel als Kombination aus Einstellwinkel und dem Winkel der Anströmung. (Van der Wall 2020: 90, 231)

Es gibt verschiedene Drehflügel-Konzepte, welche sich im Wesentlichen dadurch unterscheiden, dass sie neben dem Hauptrotor zusätzliche auf- oder vortriebsliefernde Elemente besitzen. Flugschrauber beispielsweise entlasten den Hauptrotor von der Vortriebserzeugung mit einem zusätzlichen Propeller- oder Düsentriebwerk. Kombinationsschrauber sind Flugschrauber mit zusätzlichen Tragflächen, welche einen Teil oder den gesamten Auftrieb erzeugen. Verwandlungshubschrauber (auch Kipprotor- oder Tiltrotorflugzeuge genannt) sind Flugzeuge, welche je nach Flugsituation ihre Triebwerke kippen können. Diese Konzepte ermöglichen hohe Fluggeschwindigkeiten von bis zu 470 km/h , sind allerdings im Vergleich zum Hubschrauber technisch komplex und dadurch kostenintensiv. Zusätzlich erschweren Tragflächen den Langsam- und Schwebeflug. (Van der Wall 2020: 81-87)

2.3.1 Blattanschluss am Rotorkopf

Hubschrauberrotoren bestehen aus zwei bis sieben oder sogar mehr Blättern mit großem Durchmesser und relativ niedriger Flächenbelastung. Rotorblätter haben eine große Streckung, ein typischer Wert vom Verhältnis der Länge zur Breite ist 20. Die Profilierung und Geometrie moderner Rotorblätter variieren über den Radius. In der Regel drehen Rotorblätter von oben gesehen gegen den Uhrzeigersinn. (Van der Wall 2020: 72)

Da es sich um elastische Bauteile handelt, können Rotorblätter instationäre Schwingungen und Schlag-, Schwenk- und Torsionsbewegungen ausführen. Die Freiheitsgrade der Blattbewegung bei einem voll gelenkigen Anschluss sind in Abbildung 12 dargestellt. Die Drehbewegung der Rotoren wird durch Ω gekennzeichnet, β stellt den Schlagwinkel dar, ζ kennzeichnet den Schwenkwinkel und der Steuerwinkel wird durch θ beschrieben.

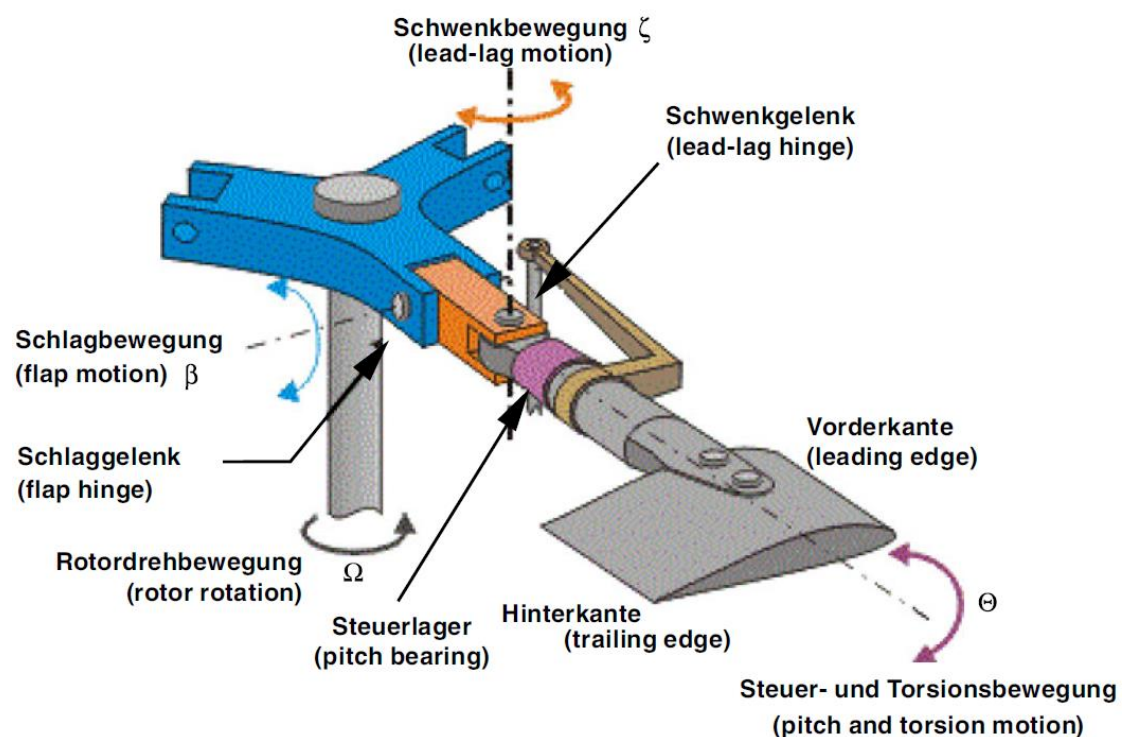


Abbildung 12: Freiheitsgrade der Blattbewegung bei vollgelenkigem Anschluss (Van der Wall 2015: 73)

Diese Bewegungen führen zu großen Biegemomenten an der Blatteinspannung. Ist ein Rotorblatt fest am Rotorkopf eingespannt, sind dicke und steife Blatthälsen notwendig, um den Biegemomenten standzuhalten. Dank gelenkiger Lagerungen und Dämpfern, gibt es allerdings verschiedene Möglichkeiten ein Rotorblatt am Rotorkopf zu befestigen, was deutlich schlankere Geometrien am Blatthals ermöglicht (Van der Wall 2020: 76). Zur Begrenzung der Blattbewegungen und damit der Biegemomente werden Dämpfer, wie Schlag- und

Schwenkdämpfer, verwendet. Jede Anschlussart beeinflusst das dynamische Verhalten der Blätter sowie die Kräfte und Momente, welche auf den Rumpf übertragen werden. Die verschiedenen Anschlussmöglichkeiten sollen im Folgendem kurz erläutert werden. (Van der Wall 2020: 72-73)

Starr angeschlossene Blätter: Hier bestimmt nur die Steifigkeit der Struktur die Bewegungsmöglichkeiten.

Zentrales Schlaggelenk: Bei 2-Blattrotoren wird ein zentrales Schlaggelenk häufig verwendet, um den Blättern eine freie Schlagbewegung zu ermöglichen. Die Rotorblätter bleiben untereinander starr verbunden, dadurch funktioniert das Gelenk wie eine Wippe. Solche Schlaggelenke sind konstruktiv einfach, koppeln jedoch die Bewegung des einen Blattes mit der des anderen. Dies erhöht den Widerstand bei schnellem Vorwärtsflug und führt zu großen Schlagbiegemomenten am Rotorkopf. Da es kein Schwenkgelenk gibt, sind auch die Schwenkbiegemomente sehr groß. (Van der Wall 2020: 74-75)

Voll gelenkige Rotoren: Neben einem Schlaggelenk haben voll gelenkige Rotoren (siehe Abbildung 13) zusätzlich ein Schwenkgelenk. Die Kombination aus Schlag- und Schwenkgelenken erlaubt besonders schlanke Geometrien am Blatthals, sind allerdings konstruktiv aufwendig. Auch die Wartung von vollgelenkigen Rotoren ist aufwendig, da die verbauten Wälzlager regelmäßig inspiziert, ausgetauscht und geschmiert werden müssen. (Van der Wall 2020: 76-77)



Abbildung 13: Vollgelenkiger Blattanschluss bei faltbaren Mehrblattrotoren der Westland Sea King (Van der Wall 2015: 76)

Gelenklose: Die gelenklose Bauweise (siehe Abbildung 14) wurde durch den Einsatz von Faser-Kunststoff-Verbund-Werkstoffen ermöglicht, da diese eine dauerfeste elastische Verformung der Blatthäse erlauben. Sie können außerdem die notwendigen Dehnungen, Wechselbelastungen und große Längslasten aufnehmen. Schlag- und Schwenkgelenke sind dadurch nicht mehr erforderlich, was die Wartung vereinfacht und die Anzahl der Bauteile reduziert. Faser-Kunststoff-



Abbildung 14: Gelenkloser Rotorkopf der Bo105 (Van der Wall 2015: 78)

Verbunde haben außerdem eine größere Lebensdauer als vorhergegangene Holz- oder Metallblätter. (Van der Wall 2020: 76-77)

Lagerlose: Bei lagerlosen Rotoranschlüssen wird zusätzlich das Gelenk für die Längsachse des Blattes durch einen torsionselastischen Rotorhals ersetzt. Zur Steuerung ist dieser von einer sogenannten Steuertüte umgeben, welche von der Taumelscheibe und den Steuerstangen betätigt wird. (Van der Wall 2020: 78)

2.3.2 Drehflügelaerodynamik

Hubschrauber werden in allen Flugzuständen durch den Schub des Rotors getragen. Dieser beschleunigt Luftmassen entgegen der Richtung von Fluggeschwindigkeit und Auftrieb. Da sich verschiedene Flugfälle unterschiedlich auf die Rotoren auswirken, sollen diese und die wichtigsten aerodynamischen Phänomene im Folgenden erläutert werden. (Van der Wall 2020: 99)

2.3.2.1 Flugzustände

Die Flugzustände von Hubschraubern lassen sich grundsätzlich in stationäre, unbeschleunigte und instationäre, beschleunigte Zustände unterteilen. Zu stationären Flugzuständen zählen Schwebeflug, axialer Steig- oder Sinkflug, Vorwärtsflug, Autorotation und der stationäre Kurvenflug. Instationäre Flugfälle beschreiben alle transienten Manöver. (Van der Wall 2020: 99)

Vertikale Flugzustände, wie Steig- und Sinkflug, sowie der Schwebeflug sind im Allgemeinen rotationssymmetrisch, das heißt die Strömungszustände sind nur vom Rotorradius abhängig. Im Schwebeflug, Steig- und langsamen Sinkflug wird die Rotorebene von oben nach unten durchströmt. (Van der Wall 2020: 99, 105)

Die Autorotation ist vergleichbar mit dem Gleitflug von Flächenflugzeugen. Sollte der Antrieb ausfallen, wird die Rotorebene von unten nach oben durchströmt und die Rotoren werden von der Strömung angetrieben. Es kommt zu einem Gleichgewicht der antreibenden und der bremsenden Kräfte. Mit der Drehenergie des Rotors kann ein Abfangmanöver beim Landeanflug geflogen werden. (Van der Wall 2020: 100)

Im Vorwärtsflug wird die Rotorebene in Flugrichtung geneigt, der Rotor wird von oben nach unten und zusätzlich quer durchströmt. Flug- und Rotationsgeschwindigkeit überlagern sich

am Rotorblatt, das führt zu komplizierten aerodynamischen Betriebsbedingungen, da keine Rotationssymmetrie mehr vorliegt. (Van der Wall 2020: 100)

2.3.2.2 Aerodynamische Phänomene

Die Aerodynamik an Drehflügler-Rotoren ist immer instationär, kompressibel und umfasst einen weiten Reynoldszahlbereich. Die wirkenden aerodynamischen Phänomene werden mit wachsenden translatorischen und rotatorischen Geschwindigkeiten zunehmend komplexer. (Van der Wall 2020: 100-102)

Im Schwebeflug und senkrechtem Steig- und Sinkflug sind die Anströmverhältnisse an jeder Position im Umlauf eines Blattes gleich, also rotationssymmetrisch. Im Vorwärtsflug hingegen addieren sich Flug- und Rotationsgeschwindigkeiten, sodass keine Rotationssymmetrie mehr vorliegt. Staudrücke und Anströmverhältnisse ändern sich hier periodisch und die Ungleichförmigkeit wächst proportional mit zunehmender Fluggeschwindigkeit. (Van der Wall 2020: 100) Abbildung 15 zeigt die Geschwindigkeitskomponenten in der Drehebene des Rotors, links im Schwebeflug und rechts davon im Vorwärtsflug. Hier kennzeichnet ψ das Azimut bzw. den Rotorumlaufwinkel, M_∞ beschreibt die Machzahl der ungestörten Anströmung und M_{tip} steht für die Blattspitzenmachzahl.

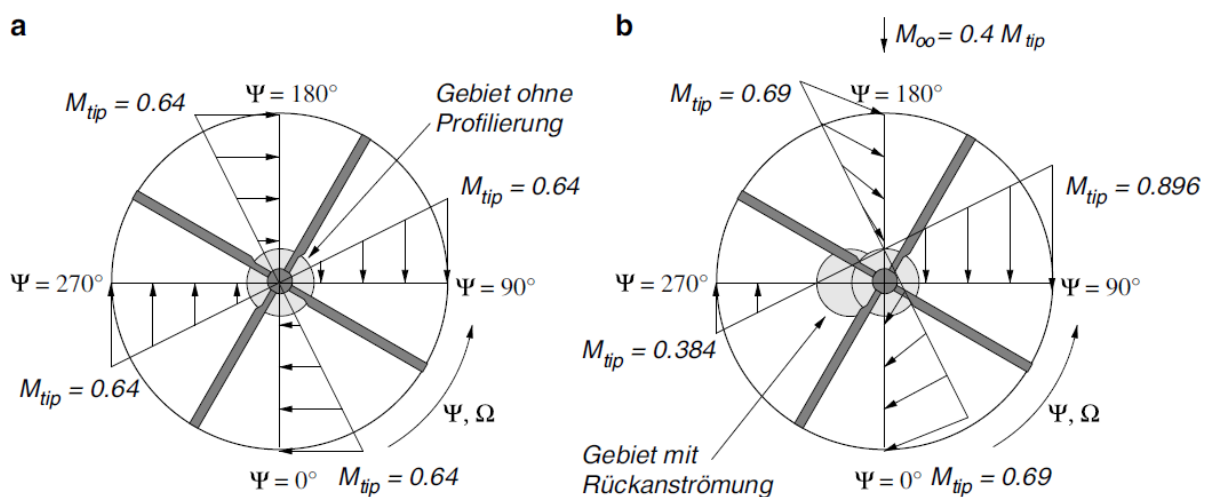


Abbildung 15: Geschwindigkeitskomponenten in der Rotorebene. a Schwebeflug, b Vorwärtsflug
(Van der Wall 2015: 101)

Diese unförmigen Anströmverhältnisse führen an unterschiedlichen Positionen des Blattes zu unterschiedlichen aerodynamischen Phänomenen. Diese sollen im Folgenden erläutert werden.

Hohe Machzahlen und Verdichtungsstöße: Am vorlaufenden Blatt addieren sich die Geschwindigkeitskomponenten so, dass an der Blattspitze die größten Geschwindigkeiten erreicht werden. Hier können bei maximaler Fluggeschwindigkeit Machzahlen von 0,9 und höher herrschen, wodurch es zu transsonischen Phänomenen wie Stoßwellen kommen kann. Diese wiederum führen zu einer Erhöhung des aerodynamischen Widerstandes, außerdem kann es zu Instabilitäten wie Buffeting kommen. (Van der Wall 2020: 101)

Rückanströmung und dynamischer Strömungsabriss: Am rücklaufenden Blatt subtrahieren sich Flug- und Rotationsgeschwindigkeiten. An der Blattspitze herrschen bei größter Fluggeschwindigkeit weiterhin inkompressible Strömungszustände mit Machzahlen von 0,4, während der Rotor innen sogar von hinten angeströmt wird (siehe Abbildung X). Bei typischerweise 20% des Rotorradius kann es so zu negativen Machzahlen von bis zu $-0,13$ und damit zu einer Rückanströmung kommen. Diese kann wiederum einen dynamischen Strömungsabriss verursachen, welcher zum Zusammenbruch der Druckverteilung und zu negativen Nickmomenten führt. (Lütke 2017: 5-7; Van der Wall 2020: 101) Abbildung 16 (a) zeigt die Verteilung der Machzahl in der Rotorebene bei maximaler Fluggeschwindigkeit. Es ist deutlich erkennbar, dass auf dem vorlaufenden Blatt große Machzahlen herrschen, während es im Rücklauf sogar zu negativen Machzahlen kommt.

Anstellwinkel: Um den Rotor momentenfrei zu halten, müssen sich gegenüberliegende Rotorblätter ausbalancieren. Während auf der vorlaufenden Seite große Staudrücke herrschen und damit viel Auftrieb generiert wird, herrschen auf der rücklaufenden Seite nur geringe Staudrücke mit kleinem Auftriebspotenzial. Um dies zu kompensieren, sind auf dem rücklaufenden Blatt hohe Anstellwinkel von über 20° erforderlich (Van der Wall 2020: 103), auf dem vorlaufenden Blatt hingegen kann nicht die gesamte Auftriebsfähigkeit genutzt werden. (Van der Wall 2020: 101) Abbildung 16 (b) zeigt den aerodynamischen Anstellwinkel in der Rotorebene. Es ist zu erkennen, dass das Rotorblatt im Rücklauf auf nickt und es dann im inneren Bereich aufgrund der Richtungsänderung der Anströmung zu negativen Anstellwinkeln kommt. Im Vorlauf nickt das Rotorblatt wie beschrieben wieder ab.

Queranströmung: Große Teile der Rotorebene werden quer angeströmt. Deswegen kommt es im vorderen und hinteren Bereich des Rotors durch Grenzschichteffekte erst bei größeren Anstellwinkeln zur Strömungsablösung. (Van der Wall 2020: 101) Abbildung 16 (c) zeigt die Verteilung des Schiebewinkels in der Rotorebene. Es lässt sich erkennen, dass große Bereiche einen Schiebewinkel von mehr als 30° aufweisen.

Blattwirbel: An der Blattspitze werden Wirbel erzeugt, die zunächst in der Nähe des Blattes verbleiben. Ihr induziertes Geschwindigkeitsfeld führt zu hochgradig instationären

Strömungszuständen und beeinflusst aerodynamische, dynamische und akustische Eigenschaften des Rotors. (Van der Wall 2020: 101-102)

Auftriebsverteilung: Die aus den aerodynamischen Phänomenen resultierende Auftriebsverteilung ist in Abbildung 16 (d) dargestellt. Sie ist sehr inhomogen und hat einen Spitzenwert im vorderen und einen im hinteren Bereich des Rotors. Die vorlaufende Seite generiert neben Auftrieb im äußeren Bereich teils Abtrieb, während im Rücklauf innen Abtrieb und außen nur wenig Auftrieb erzeugt wird. (Van der Wall 2020: 103-104)

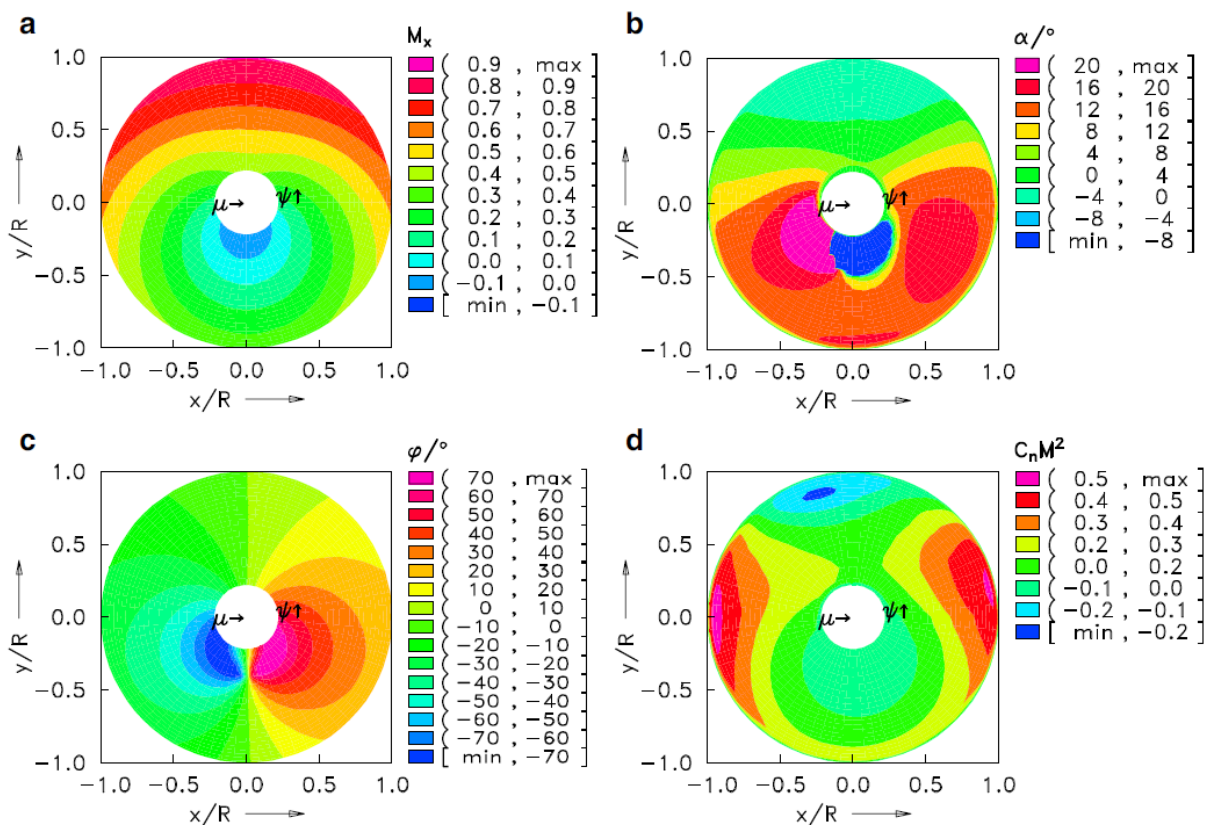


Abbildung 16: Aerodynamische Größen am Rotor bei maximaler Fluggeschwindigkeit. **a** Machzahl, **b** Anstellwinkel, **c** Schiebewinkel, **d** Auftriebsverteilung (Van der Wall 2020: 104)

Dimensionierende Lastfälle: An Rotorblättern greifen periodische Luftkräfte und große Zentrifugalkräfte an. Diese Zentrifugalkräfte sind etwa zwanzigmal größer als die Luftkräfte und spielen daher bei der Dimensionierung der Rotorblätter eine zentrale Rolle. Außerdem reduzieren sie durch das entstehende Zentrifugalmoment erreichbare Schlagwinkel. Die periodisch wirkenden Luftkräfte Auftrieb, Widerstand und Nickmoment haben periodische Schwenk-, Schlag- und Torsionsbewegungen des Blattes zur Folge, welche bei der Auslegung berücksichtigt werden müssen. (Van der Wall 2020: 231)

Für die Entwicklung von Rotoren müssen daher erste Abschätzungen der Blattbewegungen und der Lasten getroffen werden. Zur Einschätzung der Luftkräfte hingegen wird eine Ausgangsgeometrie der Struktur benötigt. So kommt es bei der Rotorentwicklung, ähnlich zur Auslegung von Flugzeugtragflächen, zu einem iterativen Prozess zwischen Berechnung der Lasten und Anpassung der Struktur. Die allgemeine mathematische Behandlung von Drehflügler-Problematiken ist recht aufwendig und liefert keine geschlossenen analytischen Lösungen. In vielen Bereichen ist man daher auf vereinfachende Annahmen und ingenieurmäßige Verfahren angewiesen. Bei der Auslegung von Rotorblättern können beispielsweise die Strahl- und Blattelementtheorie verwendet werden (Van der Wall 2020: 104-105, 157-159)

2.3.4 Entwicklungstrends

Im Bereich der Hubschrauberforschung lassen sich einige Entwicklungstrends erkennen, welche im Folgenden erläutert werden sollen.

Vollelastische Rotorblattanschlüsse: Der Trend für Blattanschlüsse geht weg von mechanischen Gelenken, hin zu vollelastischen Rotorblattanschlüssen. Diese können mit weniger Bauteilen und besseren aerodynamischen Eigenschaften gestaltet werden. Außerdem erhöhen sie die Agilität des Hubschraubers, da nicht nur Querkräfte, sondern auch Biegemomente auf den Rotorkopf übertragen werden können. (Van der Wall 2020: 77-78)

Blattzahl: Hohe Blattzahlen können die vom Rotor erzeugten Vibrationen und Lärm reduzieren. Zusätzlich ermöglichen sie leichtere Rotorblätter, da die Belastung pro Blatt sinkt. Eine ungerade Blattanzahl kann Schwingungen gegenüberliegender Rotorblätter verhindern, sowohl in der Rotorebene als auch senkrecht dazu. (Bittner 2020: 129-130)

Faser-Kunststoff-Verbunde: Durch die Verwendung von Faser-Kunststoff-Verbunden, können besonders leichte und schlanke Rotorblatt-Geometrien realisiert werden. (Lütke 2017: 3; Van der Wall 2020: 76-77)

Pfeilung: Die Pfeilung der Rotorspitzen kann Vibrationen und Lärm verringern (Lütke 2017: 3). Rotorblätter werden hierbei doppelt-gepfeilt, von Innen nach Außen zunächst nach vorne, anschließend nach hinten. Dies geschieht zum einen, um schiefe Biegung zu vermeiden und zum anderen, um den aerodynamischen Druckpunkt und den Schwerpunkt in der Nähe der 25% Linie zu halten (Lütke 2017: 27). Ein solches doppelt-gepfeiltes Rotorblatt wird bei dem Airbus-Helicopter-H160 verwendet, dieser ist in Abbildung 17 dargestellt.



Abbildung 17: Airbus-Helicopter-H160 (Lütke 2017: 3)

3 Methodik

Die Methodik zur Erstellung des FE-Modells des Rotorblattanschlusses besteht aus mehreren in sich geschlossenen Abschnitten. Zunächst wird der Anschluss in Catia V5 als CAD-Modell konstruiert. Sobald die finale Geometrie ausgewählt ist, kann mit dem Aufbau des FE-Modells in Ansys 2019 Release 3 begonnen werden. Das Vorgehen zur Erstellung der einzelnen FE-Körper in Ansys beinhaltet:

- das Importieren und Nachbereiten der CAD-Geometrien
- die Werkstoffauswahl
- die Vernetzung der Körper und
- die Definition der FKV-Lagen, Dicken und Orientierungen.

Wurden die einzelnen Körper erstellt, können sie anschließend über Kontaktbedingungen zu einem Gesamt-FE-Modell zusammengefügt werden. An diesem werden die für die Berechnung benötigten Randbedingungen eingeführt.

Zur Einschätzung des numerischen Fehlers der Berechnung wird eine Netzkonvergenzstudie mit acht verschiedenen Netzqualitäten durchgeführt.

Abschließend wird der Anschluss anhand gegebener Lastfälle einem Festigkeitsnachweis unterzogen.

Für die Auswertung der Netzkonvergenzstudie und des Festigkeitsnachweises werden zum einen Ergebnisse wie Verformungen, Spannungen und Versagenswerte in Ansys graphisch dargestellt. Zum anderen werden Ergebnisse an ausgewählten Messpunkten aus Ansys exportiert und mit Tecplot 360 EX 2020 Release 1 in Form von Diagrammen visualisiert.

4 Aufbau des CAD-Modells

Das Computer-Aided-Design (CAD) Modell der Anschlussgeometrie besteht aus dem Anschluss, einem C-förmigen Holm, Stahlbolzen, Bohrungseinsetzen und selbstsichernden Scheiben. Der Anschluss soll von innen mit PVC-Schaum gefüllt werden, dieser wird aus zeitlichen Gründen im CAD-Modell nicht berücksichtigt. Der Entwurf der einzelnen Bauteile und die anschließende Zusammenführung der Baugruppe sollen im Folgenden beschrieben werden.

Vorgaben an die Konstruktion sind möglichst geringes Gewicht, geringer aerodynamischer Widerstand und eine fertigungsgerechte Konstruktion. Um das Anschlussstück so leicht wie möglich zu gestalten, werden Faser-Kunststoff-Verbunde verwendet. Die Klebschichten, welche die einzelnen Bauteile aus Faser-Kunststoff-Verbunden vereinen, werden weder im CAD- noch im FE-Modell berücksichtigt.

Aufbau der Anschlussgeometrie: Die Basis für die Erstellung des CAD-Modells des Rotorblattanschlusses sind die Einspanngeometrie am gelenklosen Rotorkopf und die Geometrie des Rotorfußes. Eine weitere grundlegende Information ist die gewünschte Entfernung der beiden Enden, aus welcher sich der Bauraum und damit die Länge des Anschlussstückes ergibt.

Der Rotorkopf der Testanlage ist in Abbildung 18 dargestellt. An der Testanlage werden vier Rotorblätter angebracht. Bei dem hier abgebildeten Rotorblatt handelt es sich um ein Blatt aus bereits vergangenen Experimenten, nicht um das innovative Rotorblatt, welches Gegenstand dieser Arbeit ist. Die Rotoren werden über eine Schlaufe am Ende des Rotorblattes aufgenommen, welche in zwei Backen aus Aluminium eingespannt wird. Es sind zwei unterschiedliche Anschlussgeometrien entstanden, eine mit einem Schlaufenende und eine, welche die Einspannbacken ersetzt und direkt am Rotorkopf befestigt werden kann. Der Aufbau des CAD-Modells soll zunächst anhand des Anschlusses mit Schlaufenende erläutert werden.

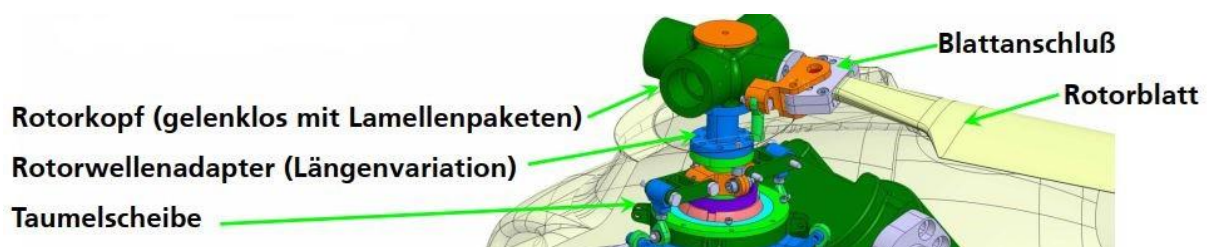


Abbildung 18: Rotorkopf der Testanlage (FAST Rescue 2020)

Die Testanlage sieht einen Rotorradius von 800mm vor, das Rotorblatt ist insgesamt 541mm lang und der Schlaufenmittelpunkt ist 65mm vom Drehmittelpunkt entfernt. Die Abstände und die resultierende Länge des Anschlusses von 239mm sind in Abbildung 19 dargestellt.

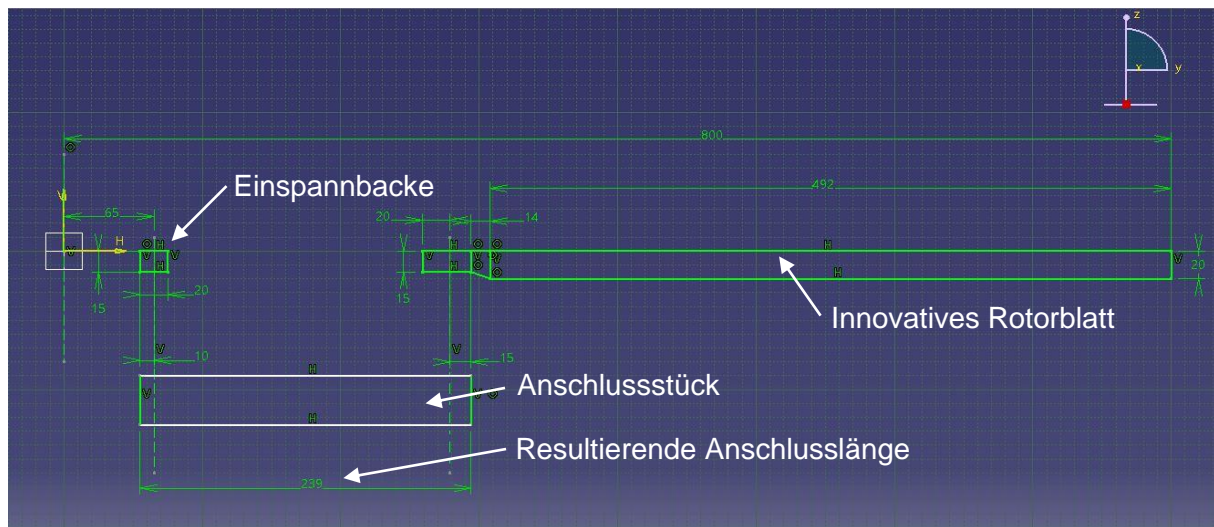


Abbildung 19: Abmaße des Teststandes und resultierende Anschlusslänge

Nach der Bestimmung des Bauraumes wird das CAD-Modell aufgebaut, indem das globale Koordinatensystem in den Schlaufenmittelpunkt gelegt wird. Die Y-Achse entspricht hierbei der Richtung des Rotorradius, die Z-Achse definiert die Richtung des Auftriebs und eine positive X-Koordinate entspricht der Richtung des aerodynamischen Widerstandes. Anschließend werden Skizzierebenen für die Schlaufe und für die Aufnahme des Rotorblattes definiert. Auf diesen werden zunächst beide Endgeometrien für den Anschluss als Vollkörper erzeugt. Sie werden nicht parametrisch erzeugt, da weder der Anschluss am Rotorkopf noch das Rotorblatt veränderlich sind.

Die Abmaße der Schlaufe werden aus bereits vorhandenen CAD-Modellen der Einspannbacken entnommen (siehe Abbildung 20). Das Rotorblatt besitzt zur Aufnahme am Fußende zwei Bolzen-Durchgangslöcher, die Maße des Rotorfußes werden aus dem CAD-Modell des Rotorblattes entnommen.

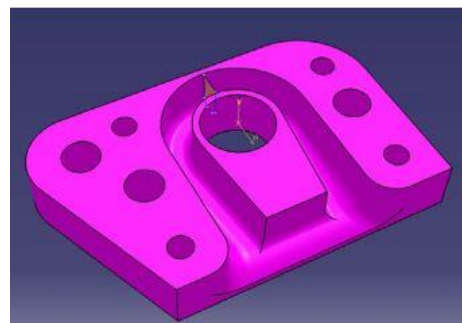


Abbildung 20: Einspannbacke der Schlaufe (FAST Rescue 2020)

Anschließend an die Erzeugung beider Anschlussenden folgt die konstruktive Auslegung des Anschlusshalses.

Hierfür werden insgesamt fünf Ebenen zwischen den äußeren beiden Geometrien erzeugt, deren Abstände zum Koordinatenursprung und zueinander parametrisch steuerbar sind. Auf den ersten beiden Ebenen nach der Schlaufe, werden die beiden kleinsten Profile des

Anschlusses als Skizze erzeugt. Im Laufe der folgenden drei Ebenen, findet der Übergang der kleinsten Querschnitte zur Rotorblattaufnahme statt.

Um die aerodynamischen Eigenschaften des Rotorblattes möglichst wenig zu beeinflussen, handelt es sich bei den Profilen des Anschlusses um symmetrische Profile. Außerdem wird auf einen günstigen Krümmungsverlauf geachtet, um möglichst geringen aerodynamischen Widerstand zu erzeugen. Hierfür soll die größte Krümmung in der Vorderkante und eine leicht negative Krümmung in der Hinterkante entstehen. Der Krümmungsverlauf zwischen Vorder- und Hinterkante soll möglichst linear verlaufen.

Anschließend an die Erzeugung der Profilskizzen werden vier Leitkurven definiert. Zwei der Leitkurven befinden sich auf der globalen XY-Ebene und beschreiben die Vorder- und Hinterkante des Anschlusses. Die zwei weiteren Kurven liegen auf der globalen YZ-Ebene und bilden den oberen und unteren Umriss des Anschlusses (siehe Abbildung 21).

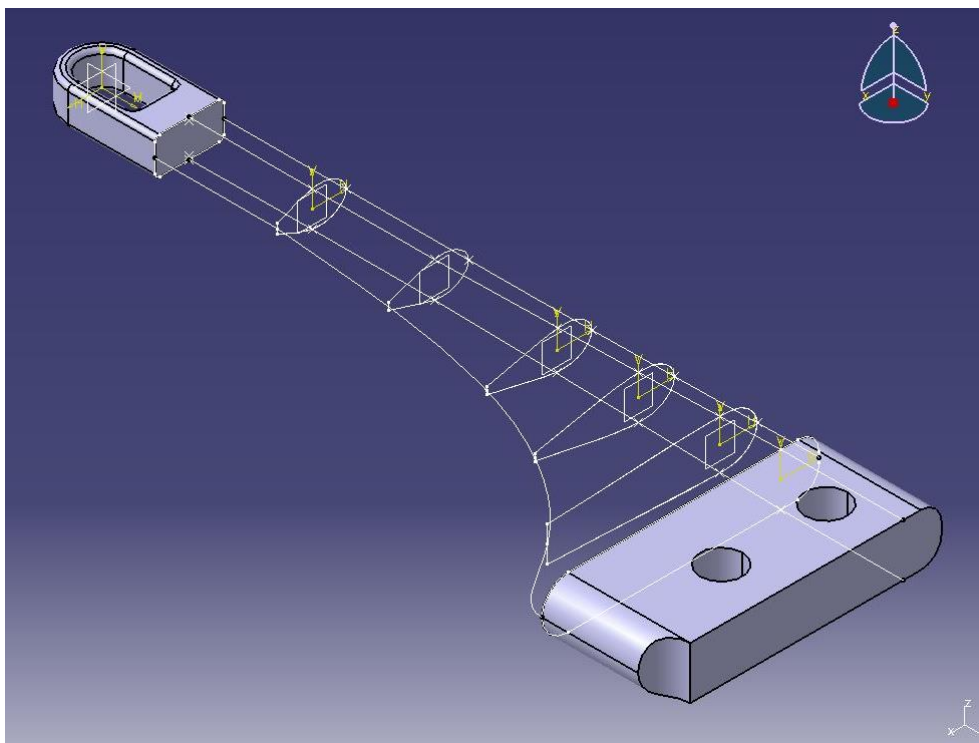


Abbildung 21: Profile und Leitkurven des Anschlusses

Mithilfe der Profile und Leitkurven wird der Anschluss als Vollkörper erzeugt. Um einen dünnwandigen Anschlusskörper zu generieren, werden auf den Profilebenen Skizzen mit der Innenkontur des Anschlusses erstellt. Anschließend werden erneut Leitkurven für die Profile des Abzugskörpers erzeugt. Die Innenkontur des Anschlusses wird mit ihren Leitkurven von dem äußeren Vollkörper abgezogen. Der entstehende Anschlusskörper mit einer Wandstärke von 1mm ist in Abbildung 22 dargestellt. Die Wandstärke des Anschlusses ist parametrisch steuerbar.

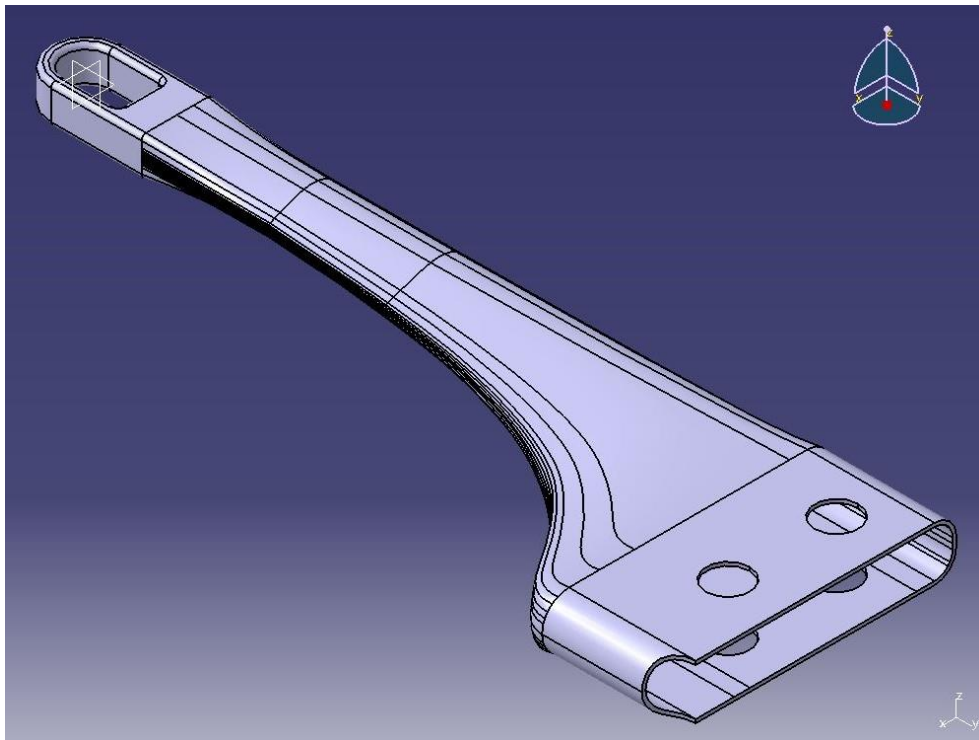


Abbildung 22: Dünnwandiger Anschlusskörper

Die zentralen Steuerelemente sind die Wandstärke des Anschlusses und die Abstände der Profilebenen in Y-Richtung. Bei einer Änderung dieser Parameter werden die Wandstärken in allen Skizzen und die Abstände der Profilebenen update-stabil geändert, allerdings muss häufig die Skizze der Hinterkante des Anschlusses angepasst werden. Nach Änderungen der Parameter kommt es hier oft dazu, dass die Kurve aufgrund der starken Krümmungsänderungen sich nach dem Update selbst schneidet. Der Volumenkörper lässt sich deswegen nicht mehr austragen und die Kurve muss korrigiert werden.

Alternative Einspannung am Rotorkopf: Wie bereits beschrieben sind zwei unterschiedliche Anschlussgeometrien entstanden. Diese unterscheiden sich in der Art der Befestigung am Rotorkopf. Die zweite Variante ersetzt die Einspannbacken der Schlaufe und ermöglicht es das Anschlussstück direkt am Rotorkopf zu befestigen. Die Geometrie am Kopfende des alternativen Anschlusses ist in Abbildung 23 dargestellt.

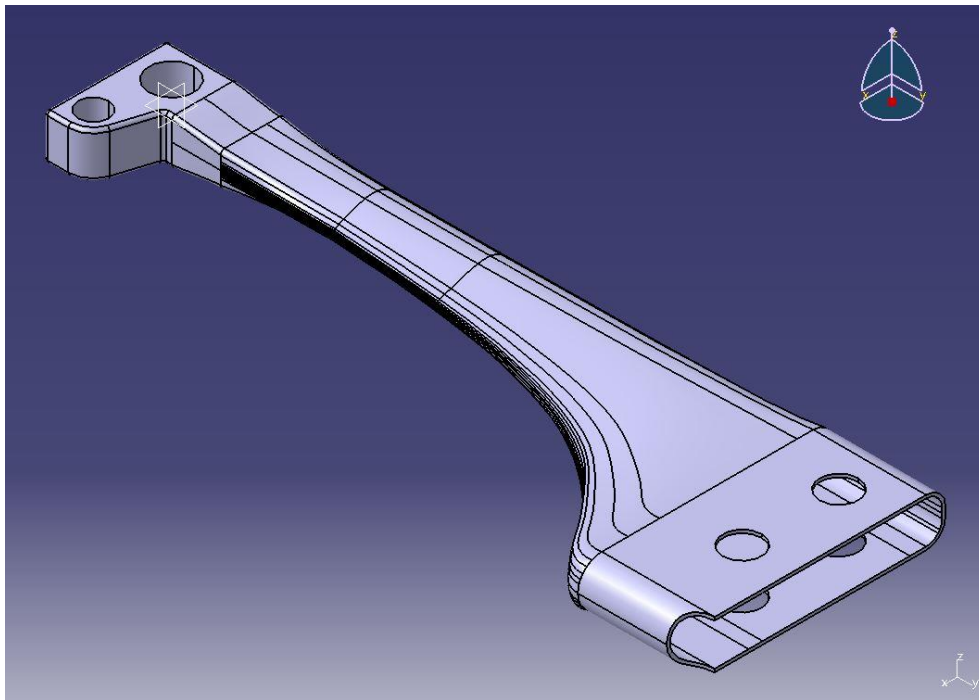


Abbildung 23: Anschluss mit alternativer Einspannung am Rotorkopf

Aufbau des Holms: Der C-förmige Holm wird erzeugt, indem zunächst alle Profilskizzen des Anschlusses in ein neues Bauteil übernommen werden. Auf den Profilebenen des Anschlusses werden auch die Profile des Holm erzeugt, diese bestehen aus zwei Flanschen und einem Steg. Die Wandstärken des Steges und der Flansche werden parametrisch gesteuert, für das Modell wurde für beide ein Wert von $2mm$ gewählt. Um den Volumenkörper des Holms auszutragen, werden ähnlich zum Anschlussstück Leitkurven definiert.

Der Holm wird mit Hilfe seiner Profile und Leitkurven als Vollkörper erzeugt (siehe Abbildung 24).

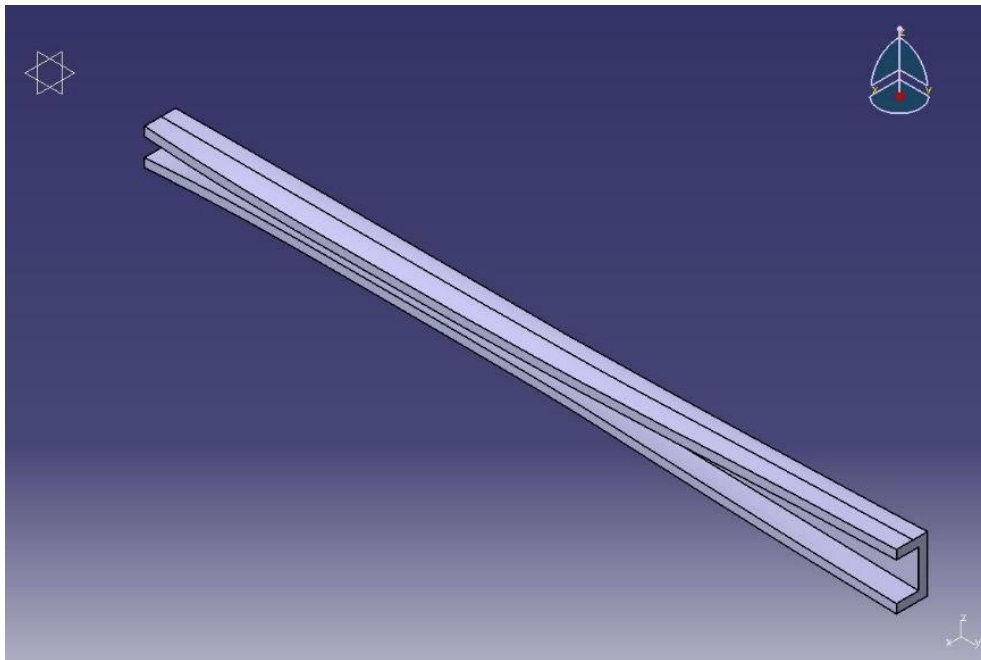


Abbildung 24: C-förmiger Holm

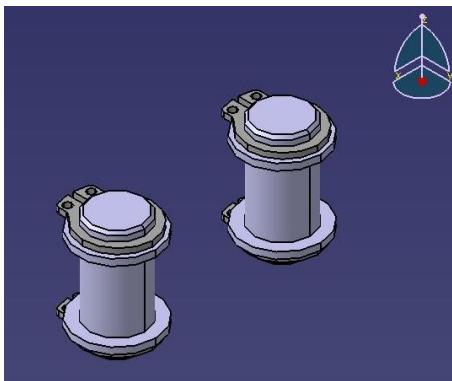


Abbildung 25: Normteile

Norm- und Kaufteile: Die Norm-, bzw. Kaufteile der Konstruktion sind in Abbildung 25 dargestellt. Sie bestehen aus zwei Stahlbolzen, vier Bohrungseinsätzen und vier selbstsichernden Scheiben. Für die Anschlussgeometrie ohne Schlaufenanschluss werden zwei weitere Bohrungseinsätze in den Anschlusslöchern des Rotorkopfes benötigt.

Zusammenbau: Die einzelnen CAD-Geometrien werden in einer Baugruppe zum finalen Anschluss zusammengefügt. Die Komponenten des Anschlusses werden untereinander so mit Kontaktbedingungen positioniert, dass sie keine freien Freiheitsgrade besitzen. Die beiden entstandenen Rotorblattanschlüsse sind in Abbildungen 26 und 27 dargestellt. Das Gewicht des Zusammenbaus mit Schlaufe beträgt ohne PVC-Schaum ca. 48g, der Anschluss ohne Schlaufe wiegt ca. 57g.

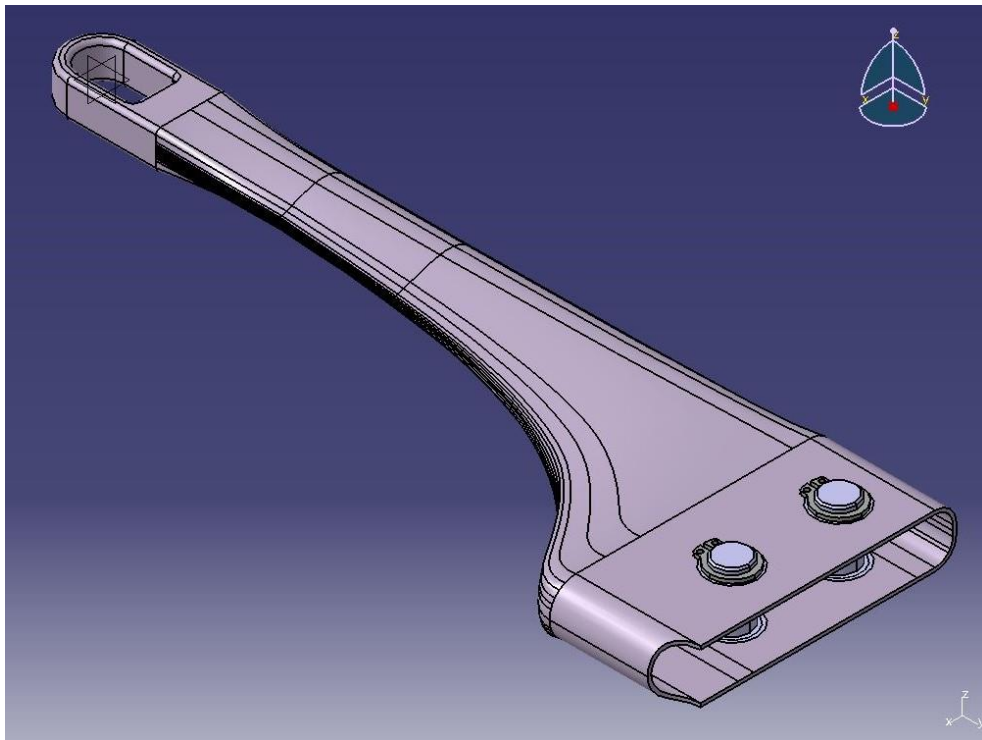


Abbildung 26: Anschluss mit Schlaufe

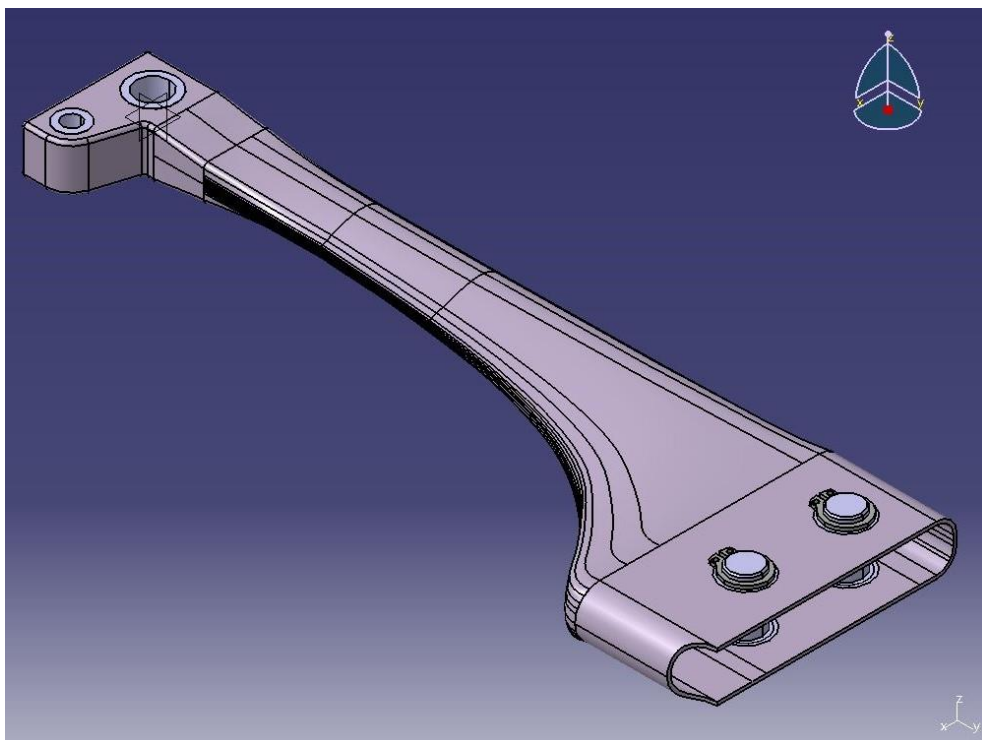


Abbildung 27: Anschluss ohne Schlaufe

Fertigung: Der aus Faser-Kunststoff-Verbunden gefertigte Anschluss wird im CAD-Modell als ein Bauteil modelliert, tatsächlich besteht er aus mehreren Einzelteilen, welche zum Anschlussstück zusammengesetzt werden. Der Anschluss besteht aus einer Ober-, einer Unterschale und der Schlaufe, welche in den Holm übergeht.

Die Schalen erstrecken sich über die gesamte Bauteillänge und fassen die Schlaufe und den Holm beidseitig ein. Sie werden in Negativformen per Hand laminiert. Um die scharfe Kante an der Hinterkante der Schalen zu laminieren, werden die einzelnen Schichten mit speziellem Werkzeug und unter Anpressdruck in der Ecke verlegt. Die Lagen der Schlaufe werden um die Schlaufe herum gelegt und durch ein Strangpressverfahren direkt in die Form des Holms gepresst.

Nach der einzelnen Härtung der Schalen und Schlaufe werden diese miteinander verklebt. Abschließend wird der Hohlraum des Anschlusses mit einem PVC-Schaum gefüllt.

5 Aufbau des FE-Modells

Der Aufbau des FE-Modells des Anschlusses findet in Ansys Workbench 2019 Release 3 statt. Um den Anschluss zu modellieren, muss zunächst eine der beiden beschriebenen Anschlussgeometrien ausgewählt werden. Der Auswahlprozess und das Vorgehen bei der Erstellung des FE-Modells sollen im Folgenden beschrieben werden.

Auswahl der finalen Geometrie: Aus den beiden CAD-Anschlussvarianten soll eine ausgewählt werden, um das FE-Modell zu erstellen. Die Auswahlkriterien mit absteigender Priorität sind: Das Gewicht, FKV-gerechte Fertigung und Belastung sowie einfache Handhabung am Teststand. Obwohl die Anschlussvariante ohne Schlaufe leichter ist, da die Einspannbacken der Schlaufe am Rotorkopf wegfallen, wird die Anschlussvariante mit Schlaufe gewählt. Der Schlaufenanschluss bietet eine fasergerechtere Belastung und simplere Fertigung, außerdem stellt er eine bereits bewährte Anschlussart für Rotorblätter dar. Für die Schlaufenvariante spricht zusätzlich die einfachere Handhabung am Teststand, da der Rotorkopf so wie er derzeit vorzufinden ist nicht mehr verändert werden muss. Eine Zeichnung des finalen Anschlusses mit den wichtigsten Abmaßen befindet sich in Anhang 1.

Vorgehen und Projektplan in Ansys Workbench: Basis des FE-Modells und des Projektplans in Ansys ist die „Statisch Mechanische Analyse“. In dieser wird das FE-Modell unter verschiedenen gegebenen Lastfällen analysiert. Der Projektplan ist in Abbildung 28 dargestellt, die Statisch Mechanische Analyse bildet auch hier die Basis und ist in der Mitte des Plans zu finden. Alle Module links davon beschreiben das Preprocessing der Einzelkomponenten, wie die Materialzuweisung und Vernetzung der Körper. Die Module rechts von der Statisch Mechanischen Analyse dienen dem Postprocessing, also der Ergebnisdarstellung.

Die Besonderheit dieses Projektplans ist, dass die Gesamtgeometrie nicht im Modul C2 der Statisch Mechanischen Analyse eingeladen wird und dort das Preprocessing durchlaufen kann. Da die Ober- und Unterschale, die Schlaufe und der Holm des Anschlusses nicht aus isotropen Standardmaterialien bestehen, müssen diese das Ansys Faser-Verbund-Tool durchlaufen. Dieses Tool heißt Ansys Composite Pre/Post (ACP) und besteht aus jeweils einem Modul für das Pre- und einem für das Postprocessing (siehe Abbildung 28 Module B, F und D, E). Die Einzelkomponenten werden im Modell der Statisch Mechanischen Analyse mit Kontaktbedingungen zum Gesamt-Anschluss zusammengefügt. Die einzelnen Schritte zur Erstellung des Gesamt-FE-Modells sollen im Folgenden beschrieben werden.

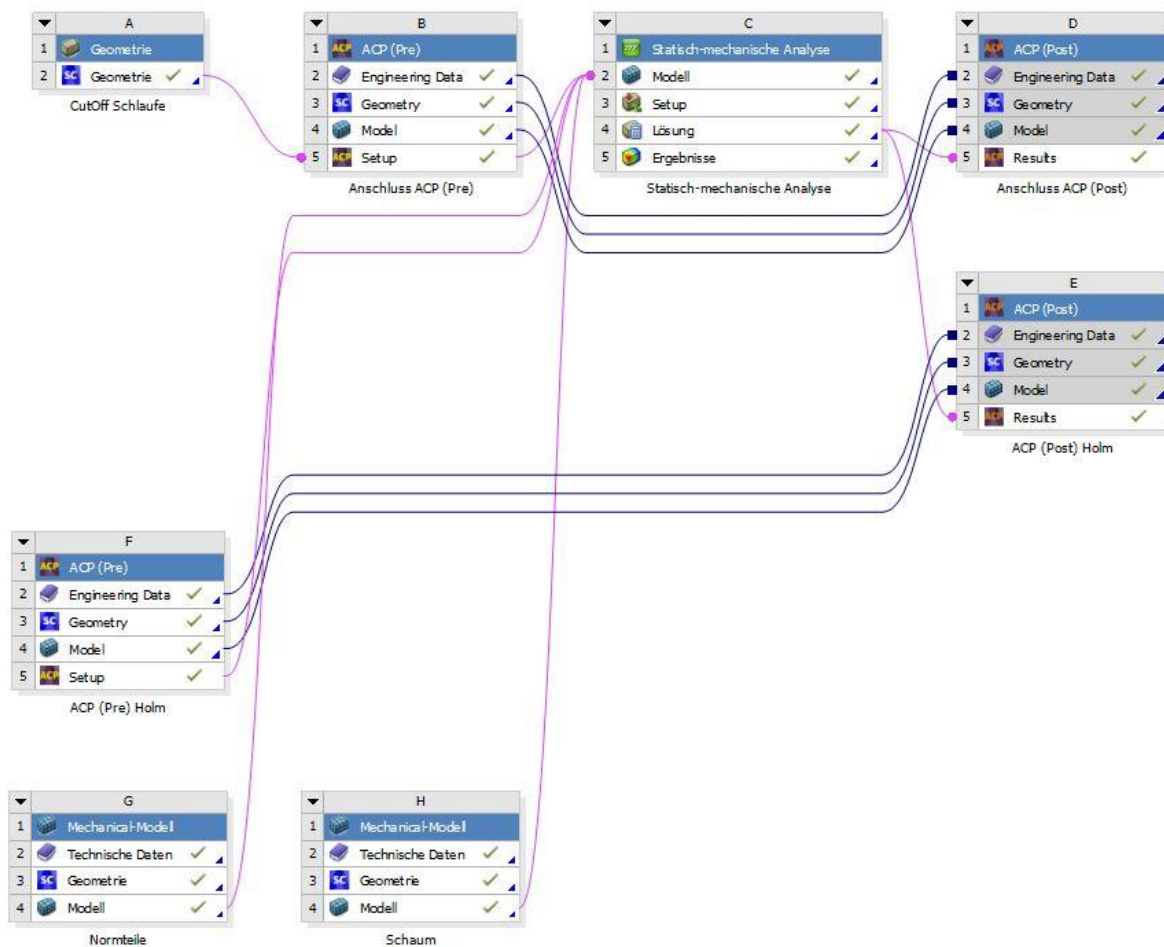


Abbildung 28: Projektplan des FE-Modells

5.1 Preprocessing

Das Preprocessing des FE-Modells soll anhand der einzelnen Module des Projektplans erläutert werden.

Ober-, Unterschale und Schlaufe: Die Ober-, Unterschale und Schlaufe werden in einem ACP Pre Modul als drei unterschiedliche FE-Körper modelliert. Der Holm wird in einem getrennten ACP Pre Modul separat modelliert.

Abbildung 29 zeigt das ACP Pre Modul der Ober-, Unterschale und der Schlaufe. Das Modul wird von oben nach unten durchlaufen. Zu Beginn werden unter **Engineering Data** die für den Körper gewünschten Materialien aus den Ansys-Bibliotheken ausgewählt. Für diese FKV-Strukturen werden Prepreg Kohlenstofffasern als UD-Material und als Gewebe mit einem Elastizitätsmodul von 230 GPa in Zugrichtung verwendet. Als Matrixkomponente wird Epoxidharz (engl.: Resin epoxy) gewählt, diese Materialien werden aus der Ansys Composites-Bibliothek übernommen (siehe Abbildung X).

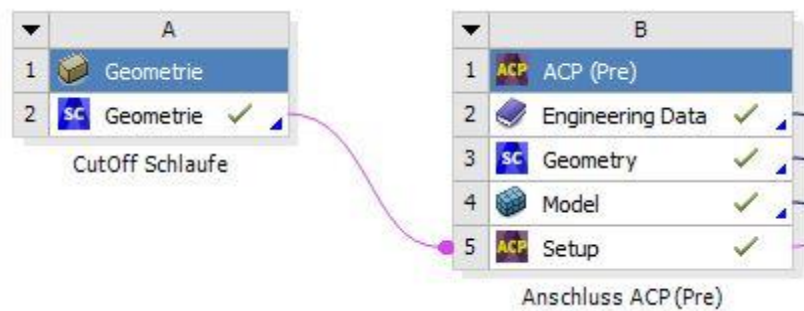


Abbildung 29: ACP Pre Modul des Anschlusses

Anschließend wird unter **Geometry** eine Kopie des CAD-Bauteils des Anschlusses als IGES-Datei eingeladen. In der Bauteilkopie wird die scharfkantige Ecke an der Hinterkante auf den Schalen des Anschlusshalses durch eine Abrundung ersetzt. In dem ACP Pre Modul lässt sich diese scharfe Kante nicht modellieren, ohne dass sich Elemente in dem Bereich überschneiden. Die Überschneidung wiederum führt dazu, dass sich die Elementqualität derart verschlechtert, dass der Vernetzungsalgorithmus ganze Bereiche der Hinterkante komplett entfernt. Aus diesem Grund wird die Hinterkante mit einem Rundungsradius von 1mm im FE-Programm modelliert. Elementüberschneidungen können dadurch minimiert, jedoch nicht komplett vermieden werden.

Der Volumenkörper muss für die Erstellung des FE-Körpers vorbereitet werden, da das ACP Pre Modul zur Erstellung eines FKV-Körpers ein Flächen- statt eines Volumenmodells benötigt. Der Volumenkörper wird in Ansys Spaceclaim in ein Flächenmodell überführt. Das Flächenmodell wird über die Außenkontur des Anschlusses definiert, da an dieser die aerodynamisch relevanten Krümmungen definiert sind. Die Wandstärke wird im späteren Verlauf von der Außenkontur nach innen abgetragen.

In Spaceclaim werden außerdem die Rundungen der Schlaufe zu rechtwinkligen Flächen aufgefüllt. Hier können andernfalls, ähnlich zur Hinterkante, Elementüberschneidungen auftreten, welche vermieden werden sollen. Im Gegensatz zur Hinterkante sind die Rundungen und Krümmungsverläufe der Schlaufe jedoch über den Querschnitt konstant. Dies ermöglicht es, die Schlaufe zunächst als rechtwinkliges Volumen zu generieren und anschließend zu verrunden. Diese anschließende Verrundung wird bei der Beschreibung des ACP Pre Setups genauer erläutert.

Unter **Model** findet die Vernetzung des Flächenmodells statt. Hier werden in Ansys Mechanical die Elementform und maximale Elementgröße bestimmt, die Flächen werden dann von dem Vernetzungsalgorithmus automatisch vernetzt. Aufgrund der komplexen Geometrie des Anschlusses werden die Flächen mit Tetraedern vernetzt. Die maximale Elementgröße und Elementtypen werden in Kapitel 6 thematisiert.

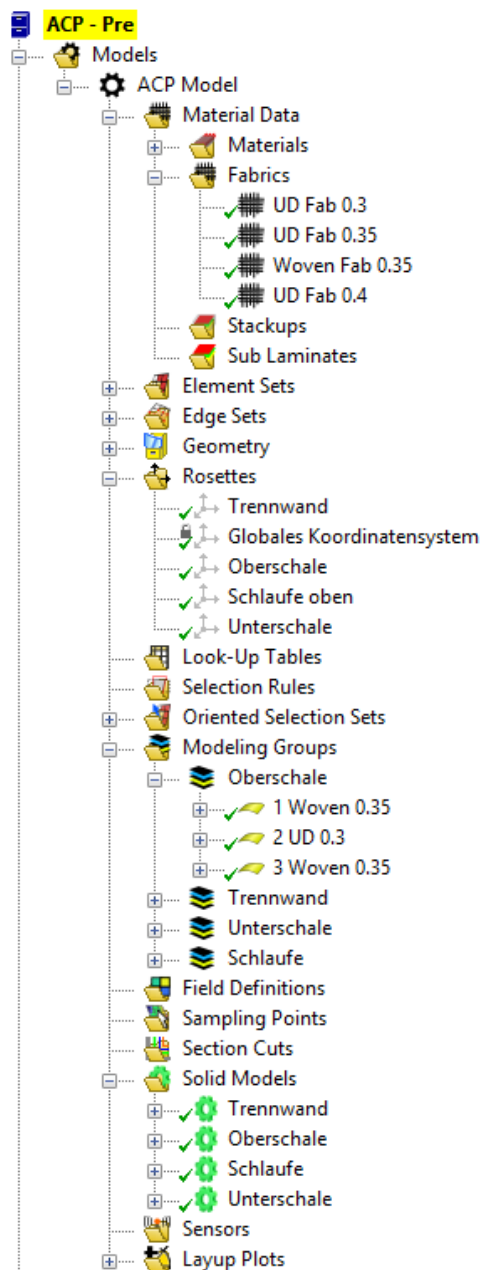


Abbildung 30: Strukturbaum des ACP Setups

Wurden Materialien, Geometrie und Vernetzung bestimmt, kann anschließend unter **Setup** der Lagenaufbau mit Faserausrichtungen und Schichtdicken definiert werden. Der Strukturbaum des ACP Setups ist in Abbildung 30 dargestellt, ähnlich zu den Modulen im Projektplan durchläuft man im Preprocessing das Setup von oben nach unten.

Unter **Material Data** und **Fabrics** werden die UD- und Gewebelagen mit einer Schichtdicke verknüpft. Die UD-Schicht wird mit drei unterschiedlichen Schichtdicken von 0,3mm, 0,35mm und 0,4mm belegt. Die Gewebeschicht hat eine Schichtdicke von 0,35mm.

Anschließend müssen unter **Rosettes** die Faserlängs- und Querrichtungen definiert werden. Hierfür werden auf den Komponentenoberflächen Koordinatensysteme, sogenannte Rosetten, eingeführt. Die X-Achse definiert die Faserlängs- und die Y-Achse die Faserquerrichtung. Die Z-Achse kann an dieser Stelle bereits in die gewünschte Dickenrichtung gelegt werden. Die Rosetten der Ober- und Unterschale zeigen mit ihrer Faserlängsrichtung entlang der globalen Y-Richtung, also in Längsrichtung des Anschlusses. Die Faserquerrichtung verläuft parallel zur globalen X-

Richtung. Bei der Rosette der Schlaufe verläuft die Faserlängsrichtung entlang der Außenkante der Schlaufe, sodass die Fasern um die Schlaufe herum verlaufen.

Unter **Oriented Selection Sets** werden anschließend die Rosetten mit den gewünschten Oberflächen des Modells und einer Dickenrichtung verknüpft. Die Dickenrichtung der Schalen wird von der Außengeometrie nach innen definiert. Die Schlaufe soll von der oberen äußeren Fläche aufgebaut werden, somit zeigt hier die Dickenrichtung in die negative globale Z-Richtung.

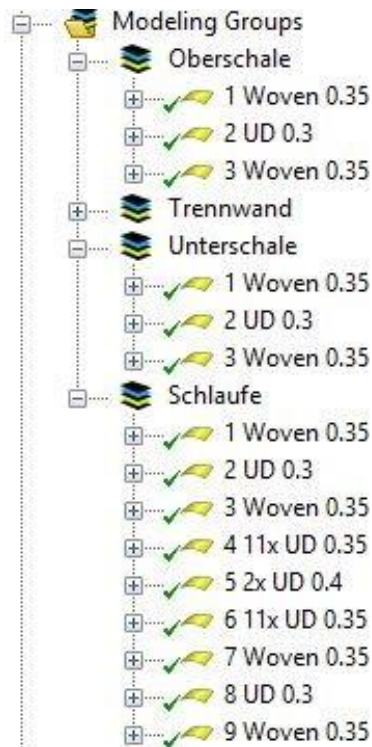


Abbildung 31: Finaler Lagenaufbau des Anschlusses

Um nun den tatsächlichen Lagenaufbau zu erzeugen, werden unter **Modeling Groups** auf den **Oriented Selection Sets** nacheinander die gewünschten Schichten in Dickenrichtung abgetragen. An dieser Stelle wird auch die Orientierung der Schicht, also ihr Winkel zur Faserlängsrichtung, definiert. Der entstandene Lagenaufbau der Schalen und der Schlaufe ist in Abbildung 31 dargestellt. Die Gewebelagen sind mit $\pm 45^\circ$ ausgerichtet und die UD-Lagen verlaufen entlang der jeweiligen Faserlängsrichtung. Die Zahlen nach den Gewebenamen geben die jeweilige Schichtdicke an. Die Schalen bestehen aus einem Flugzeugbau-Laminat ähnlichem Aufbau, aufgrund der geringen Wandstärke wird auf eine 90° Lage verzichtet.

Die Schlaufe hat eine Gesamthöhe in Z-Richtung von 10,5mm, nach Abzug der beiden Schalendicken, ergibt sich ein 8,5mm hoher Bereich im Inneren der Schlaufe, welcher mit 24 UD-Lagen gefüllt werden soll. Die Anzahl der Lagen ist in Holm und Schlaufe identisch, um ein ähnliches Steifigkeitsverhalten zu erhalten. Da die Bauteildicken des Holms und der Schlaufe allerdings unterschiedlich sind, wurden in der Schlaufe die Dicken der UD-Schichten so variiert, dass in Summe 24 Schichten mit ähnlichen Dicken den inneren Bereich füllen.

Unter **Solid Models** wird abschließend aus dem Flächenmodell ein Volumenkörper mit dreidimensionalen Elementen erzeugt. Hier können entweder Volumen-Elemente oder hybride Volumen-Schalen-Elemente verwendet werden. Sollen Schalen-Elemente verwendet werden, kann dieser Schritt vernachlässigt werden.

Um wie bereits beschrieben den Volumenkörper der Schlaufe anschließend abzurunden, wird die abgerundete Oberfläche der Schlaufe als IGES-Datei im Projektplan einzeln eingeladen und mit dem ACP Setup verknüpft. Der Schlaufenkörper wird mit der abgerundeten Oberfläche verschnitten.

Wurde der Körper im ACP Pre Modul modelliert, kann das ACP Setup mit der Statisch Mechanischen Analyse verbunden werden (siehe Abbildung 32). Werden Schalen-Daten übertragen, wird das Flächenmodell automatisch mit SHELL281 Elementen vernetzt. Bei Volumen-Daten wird der Körper mit SOLID187 Elementen vernetzt. Wurden vorab bei der

Erstellung der *Solid Models* im ACP Setup Volumen-Schalen-Elemente ausgewählt, wird der Körper mit Volumen-Daten automatisch mit SOLSH190 Elementen vernetzt.

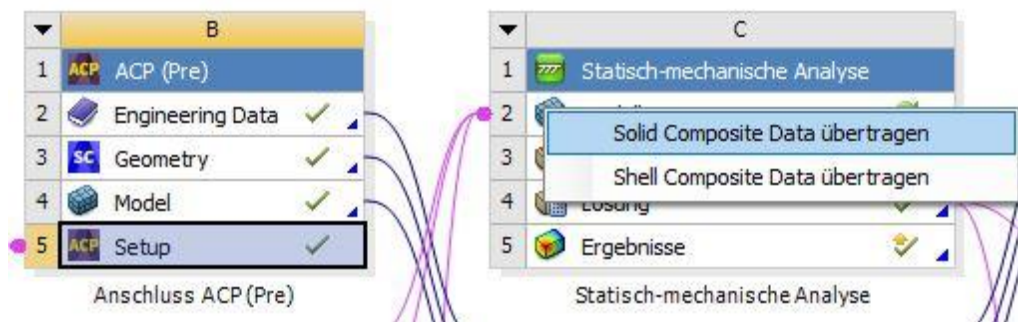


Abbildung 32: Übergang des ACP Pre Moduls zur der Statisch Mechanischen Analyse

Holm: Der Holm wird in einem einzelnen ACP Pre Modul modelliert (siehe Seite X). Es werden dieselben Kohlefaser-UD-Lagen wie im Anschluss aus der Ansys Bibliothek eingeladen. Anschließend wird die Geometrie eingeladen und auf ein Flächenmodell überführt. Das Flächenmodell wird mit Tetraeder-Elementen mit derselben Elementgröße des Anschlusses vernetzt. Im ACP Setup wird die UD-Lage mit einer Schichtdicke von $0,25\text{mm}$ versehen. In allen drei Komponenten befinden sich acht UD-Lagen mit einer 0° Faserorientierung.

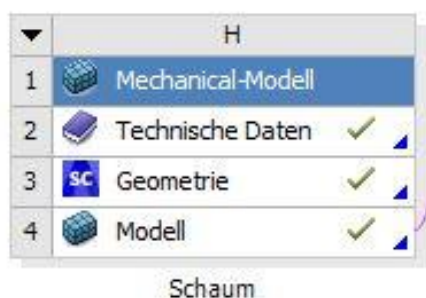


Abbildung 33: Mechanical Modell des Schaums

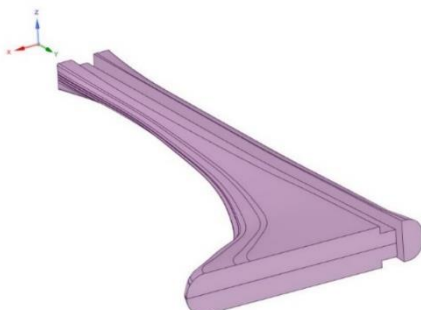


Abbildung 34: Volumenkörper des Schaums

Schaum: Der Schaum, welcher die Hohlräume des Anschlusses ausfüllt, wird in einem Modul Mechanical Modell modelliert. Das Modul ist in Abbildung 33 dargestellt, ähnlich zum ACP Pre Modul, wird es von oben nach unten durchlaufen. Unter **Technische Daten** werden die gewünschten Materialien aus der Ansys Composite-Bibliothek eingeladen. Es wird ein mittelfester PVC-Schaum mit einer Dichte von $80 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ gewählt, um die Lasten aufzunehmen und das Gewicht möglichst gering zu halten. Der Schaum wird als Abzugskörper der Innenkontur des Anschlusses und des Holms in Spaceclaim erzeugt.

Der Körper des Schaumes wird unter **Modell** mit dem PVC-Schaummaterial belegt. Das Modell (siehe Abbildung 34) wird anschließend mit Tetraeder-Elementen und der gleichen Elementgröße der Anschlusselemente vernetzt.

Normteile: Die Normteile werden im Mechanical Modell Modul modelliert. Die Normteile werden mit dem Material Baustahl belegt und mit Tetraeder-Elementen vernetzt.

Der Vernetzungsalgorithmus erkennt, dass es sich um mehrere sich berührende Körper handelt und setzt automatisch Kontaktbedingungen zwischen ihnen. Die Kontaktbedingungen sind standardmäßig Verbund-Kontakte, die Körperflächen können sich nicht voneinander trennen oder sich relativ zueinander bewegen. Diese Kontaktart ist an dieser Stelle sinnvoll, da die Verbindung der Normteile nicht Gegenstand der Analyse ist, sondern viel mehr ihr gemeinsames Einwirken auf die Anschlussgeometrie untersucht werden soll.

Kontaktbedingungen: Die Kontaktbedingungen zwischen den einzeln vernetzten Komponenten werden in der Statisch Mechanischen Analyse unter **Modell** definiert. Hier werden die Einzelmodelle der vorgelagerten ACP Pre und Mechanical Modell Module zu einem gesamten FE-Modell zusammengefügt. Ansys Mechanical erkennt hier, ähnlich zur Modellierung der Normteile, Kontaktflächen verschiedener Komponenten und setzt automatisch Verbund-Kontaktbedingungen. Die Klebschicht, welche die FKV-Körper in Realität miteinander verbindet, wird nicht modelliert. Es wird mit den Verbund-Kontakten idealisiert angenommen, dass durch die Klebschichten steife Verbindungen zwischen den einzelnen Komponenten geschaffen werden. Die Kontaktbedingung zwischen dem Schaum und der Oberschale ist in Abbildung 35 dargestellt. In der **Definition** der Kontakte wird das **Verhalten** vom Programm gesteuert. Aufgrund des Verbund-Kontaktes führt das Programm automatisch asymmetrisches Verhalten ein, da dieses Verhalten für lineare Lösungen geeignet ist. Die Kontaktlängen- und Flächen ändern sich durch die Belastung nicht. Symmetrisches Kontaktverhalten wird bei nicht linearen Lösungen verwendet. Auch die Einstellung **Kontaktflächen trimmen** wird vom Programm gesteuert, bei automatisch generierten Kontakten werden Elemente der Kontaktflächen, welche nicht in unmittelbarer Nähe des sich berührenden Bereiches sind, aus der Kontaktbedingung ausgeschlossen. Bei manuell erzeugten Kontakten werden Kontaktflächen vom Programm nicht getrimmt. Unter den Kontakteinstellungen **Erweitert** und **Geometriemodifikation** werden keine Einstellungen vorgenommen. (Ansys Inc. [3]: Setting Connections)

Aufgrund des starken Krümmungswechsels der Schalen und des Schaums kommt es bei der Verwendung der automatisch generierten Kontaktbedingungen zu Fehlermeldungen während der Lösung des Modells. Die Kontaktbedingungen zwischen Schalen und Schaum sollten entfernt und per Hand erneut als Verbund-Kontakt definiert werden, um dieses Problem zu umgehen.

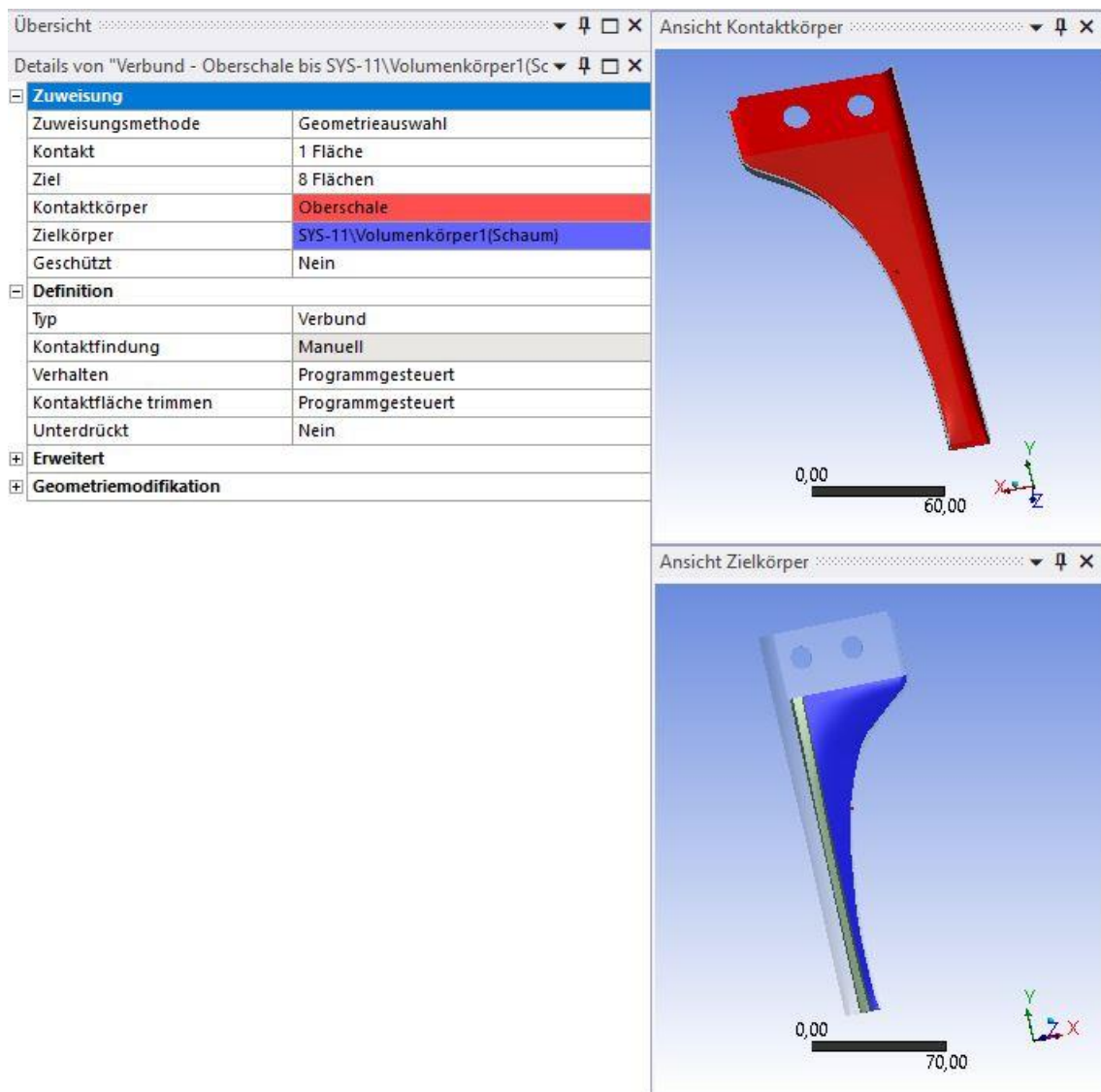


Abbildung 35: Kontaktbedingung der Oberschale zum Schaum

Randbedingungen: Die Randbedingungen der Statisch Mechanischen Analyse werden wie die Kontaktbedingungen unter **Modell** definiert. Die angreifenden, durch das Rotorblatt verursachten Kräfte werden über die Oberflächen der Stahlbolzen in den Anschluss eingeleitet. Die Lasten werden gleichmäßig auf beiden Bolzen aufgebracht. Der Anschluss ist an den Oberflächen der Schlaufe fest am Rotorkopf eingespannt. Hier werden alle Freiheitsgrade der Oberflächen gesperrt.

5.2 Lösung

Wurden Kontakt- und Randbedingungen definiert, kann die Lösung der Statisch Mechanischen Analyse in Ansys Mechanical unter **Modell** gestartet werden. Für die Lösung dieses FE-Modells wird ein linearer Verschiebungsansatz gewählt, da mit kleinen Verformungen gerechnet wird. Die Last wird in einem Lastschritt aufgebracht und der Solver Typ wird von dem Programm gesteuert. Das Programm analysiert das Modell und wählt automatisch den am besten geeigneten Solver Typen aus. Für dieses Modell wird ein iterativer Solver verwendet. (Ansys Inc. [3]: Solver Controls)

5.3 Postprocessing

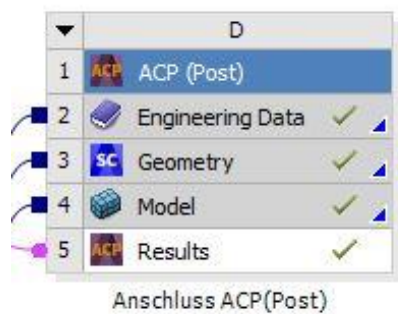


Abbildung 36: ACP Post Modul des Anschlusses

Das Postprocessing des Anschlusses und des Holms findet in ACP Post Modulen statt. Diese werden mit den Setups der ACP Pre Module und mit der Lösung der Statisch Mechanischen Analyse verbunden (siehe Abbildung 36). Im **Setup** des ACP Post Moduls können unter anderem alle Spannungs- und Verschiebungskomponenten der einzelnen Lagen, sowie verschiedene Festigkeitskriterien graphisch dargestellt werden.

Das Postprocessing des Schaumes und der Normteile findet nach Lösung des FE-Modells im **Modell** der Statisch Mechanischen Analyse statt. Hier können beispielsweise Spannungs- und Verformungskomponenten und Vergleichsspannungen nach von Mises graphisch dargestellt werden.

5.4 Plausibilitätsprüfung

Die Ergebnisse der Berechnung sollen ausgewertet und auf Plausibilität geprüft werden. Hierfür wird das FE-Modell mit einer Zugbelastung von 500 N beansprucht, welche gleichmäßig auf beiden Bolzenoberflächen aufgebracht wird. Der Anschluss wird an den Oberflächen der Schlaufe fest eingespannt, sodass hier alle Freiheitsgrade gesperrt sind (siehe Abbildung 37). Die Elementgröße der Schalen, des Holms und des Schaums betragen für diese Lösung des FE-Modells 1mm.

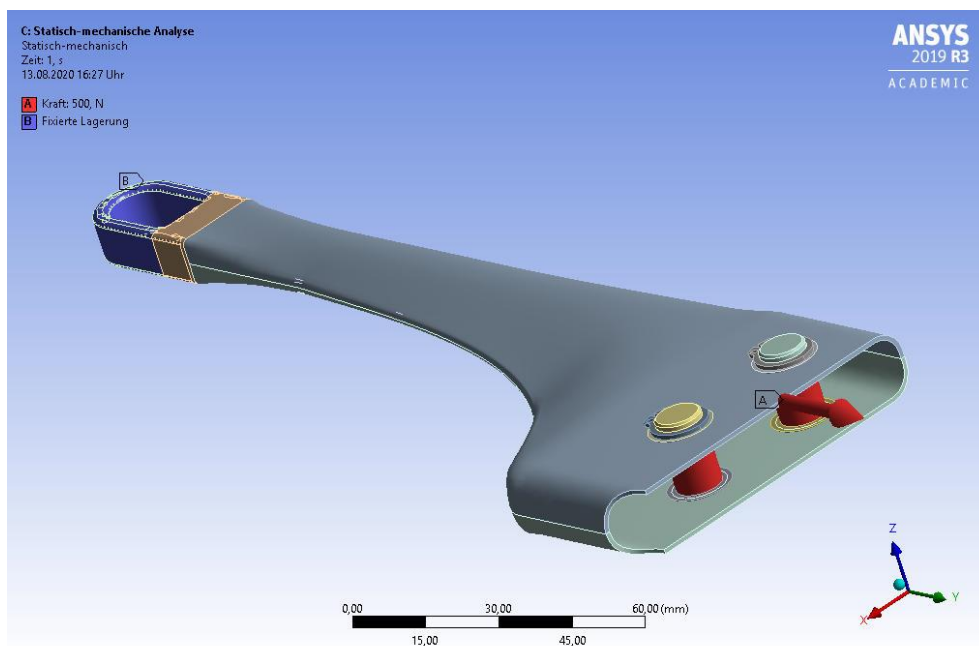


Abbildung 37: Randbedingungen der Plausibilitätsprüfung, Krafteinleitung in A und Fixierte Lagerung in B

Die Gesamtverformung des Modells aufgrund dieses Lastfalls ist links in Abbildung 38 dargestellt. Hierbei werden alle drei räumlichen Verformungskomponenten berücksichtigt. Es lässt sich erkennen, dass an der Einspannung keine Verformung des Modells stattfindet und sie in Richtung des freien Endes zunimmt. Die größte Gesamtverformung von ungefähr 1,78mm befindet sich am freien Ende des Anschlusses, also in der Nähe der angreifenden Kraft. Die Gesamtverformung erscheint physikalisch plausibel.

Die Spannungen in Faserlängsrichtung der UD-Lage der Oberschale ist rechts in Abbildung 38 dargestellt. Die Faserlängsrichtung entspricht der Längsrichtung des Anschlusses. Es lässt sich erkennen, dass in der Vorderkante des Anschlusshalses ein Druckgebiet herrscht, während die Hinterkante auf Zug beansprucht wird. Der Mittelpunkt der Verbindungsgeraden der Bolzen liegt in dieser Draufsicht der Oberschale 22mm rechts vom Schlaufenmittelpunkt. Es entsteht ein (in dieser Draufsicht) linksdrehendes Moment, welches die Vorderkante

zusammenstaucht und die Hinterkante auseinanderzieht. Die hier dargestellte Spannungsverteilung erscheint physikalisch plausibel zu sein.

Es lässt sich zusammenfassend sagen, dass das FE-Modell Randbedingungen einhält und physikalische Zusammenhänge plausibel simuliert.

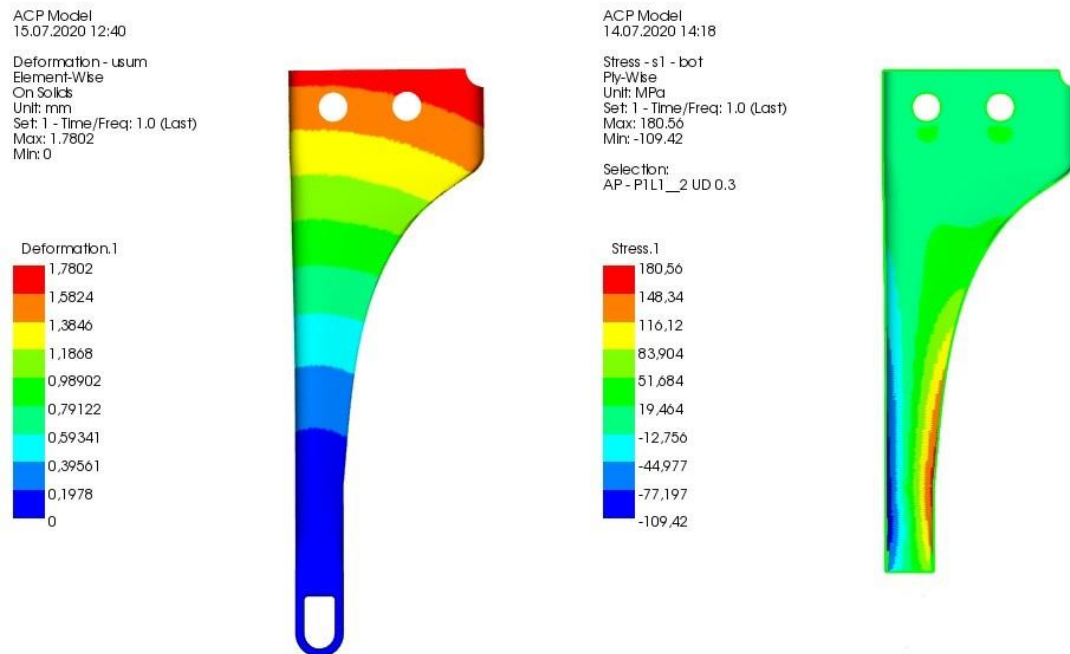


Abbildung 38: Links: Gesamtverformung der Plausibilitätsprüfung. Rechts: Spannung in Faserlängsrichtung in der zweiten Schicht der Oberschale

6 Netzkonzvergenzstudie

Zur Einschätzung des numerischen Fehlers der FE-Lösung wird eine Netzkonzvergenzstudie mit acht verschiedenen Netzfeinheiten durchgeführt. Es werden hierfür dieselben Randbedingungen der Plausibilitätsprüfung (siehe Seite 46) gewählt. Die Vernetzung wird bei dem Anschluss, dem Holm und dem Schaum angepasst, die Vernetzung der Normteile wird in der Netzkonzvergenzstudie nicht angepasst.

Die Netzfeinheit wird maßgeblich durch die maximale Elementgröße gesteuert, das gröbste Netz wird mit einer Elementgröße von 5mm erzeugt und das feinste Netz besitzt eine Elementgröße von 0,3mm. Die verwendeten Elementgrößen und die daraus resultierende Knotenanzahl und Netzqualität sind in Tabelle 2 dargestellt.

Tabelle 2: Netze der Konvergenzstudie

Netze	Elementgröße (mm)	Knotenanzahl	Elementqualität (durchschnittliches Seitenverhältnis)
1	5	75.909	9,03
2	3,5	87305	8,27
3	2	147.657	5,87
4	1	447.796	1,95
5	0,8	991.163	2,53
6	0,5	3.465.870	2,29
7	0,4	6.457.089	1,86
8	0,3	14.571.269	1,90

Aufgrund der komplexen Geometrie des Anschlusses und des starken Krümmungswechsels der Hinterkante entstehen hier sowohl im CAD- als auch im FE-Modell zahlreiche Körperkanten auf der Modelloberfläche. Der Vernetzungsalgorithmus erkennt diese und führt an ihnen Elementkanten ein. Diese Körper- und Elementkanten limitieren die maximale Elementgröße an der Hinterkante, da bei größeren Elementen die Elemente gestreckt werden und dadurch die Netzqualität abnimmt. Die Netzqualität der Hinterkante ist bis zu einer maximalen Elementgröße von 1mm akzeptabel. Auch die Rundungen der Schlaufe lassen sich

bis zu dieser Elementgröße gut abbilden, bei größeren Elementen treten hier ähnliche Qualitätsprobleme der Elemente auf.

Für die Netze mit Elementgrößen von 2mm; 3mm und 5mm werden die Hinterkante und die Rundungen der Schlaufe mit einer Elementgröße von 1mm vernetzt. Die restlichen Oberflächen des Anschlusses werden mit der ausgewiesenen Elementgröße und einer Wachstumsrate von 1,2 vernetzt (siehe Abbildung 39). Dies führt dazu, dass nur in Netzen mit Elementgrößen von 0,1mm bis 1mm der gesamte Anschluss eine homogene Elementgröße besitzt.

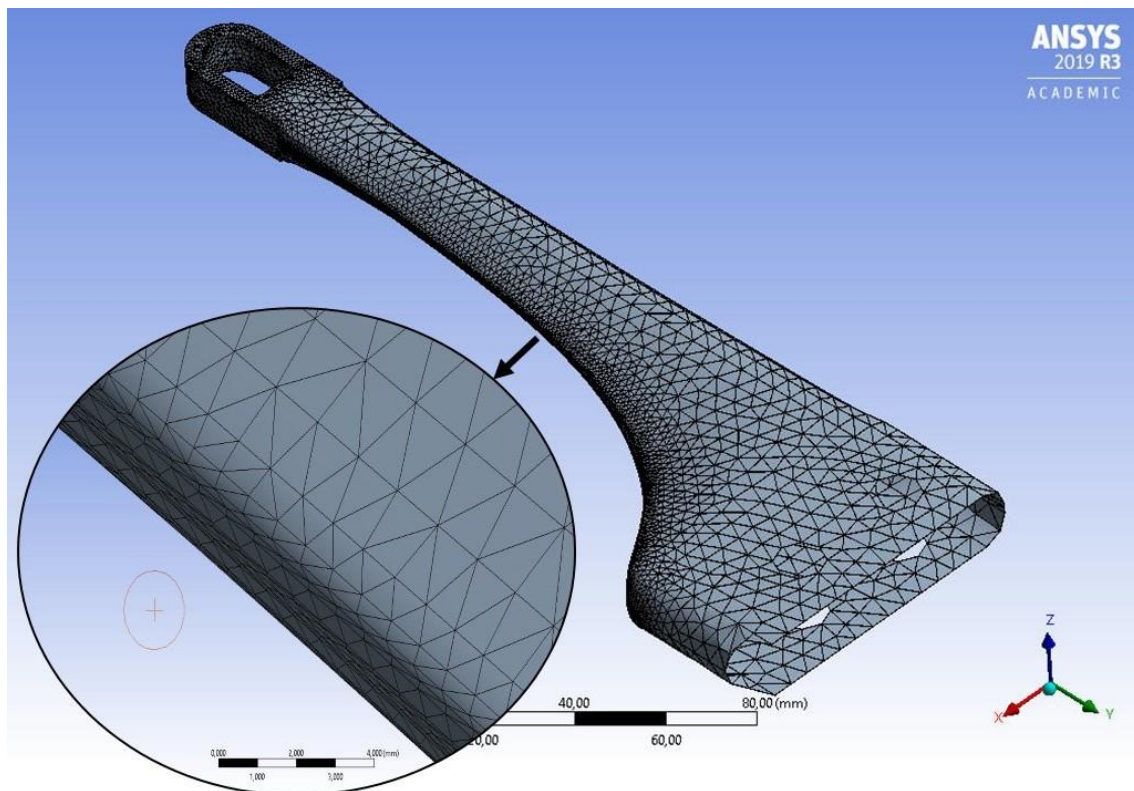


Abbildung 39: Vernetzung des Anschlusses mit 5mm Elementgröße und feinere Elemente an der Hinterkante

Das für die Netzkonvergenzstudie verwendete Netz mit gröbster Netzfeinheit ist durch den Übergang zur Hinterkante und Schlaufenrundung limitiert. Die größte Elementgröße von 5mm wird gewählt, da bei noch größeren Elementen aufgrund des Übergangs nur wenige Bereiche tatsächlich die ausgewiesene Elementgröße erreichen. Das feinste Netz mit einer Elementgröße von 0,3mm wird hingegen gewählt, da das Modell mit noch kleineren Elementen zwar vernetzt, jedoch nicht gelöst werden kann. Hierfür reicht der Scratch-Speicher des verwendeten Computers nicht aus.

Die maximale Gesamtverformung der verschiedenen Netzfeinheiten ist in Abbildung 40 dargestellt. Auf der horizontalen Achse befinden sich die maximalen Elementgrößen in mm,

mit von links nach rechts feiner werdendem Netz. Es lässt sich erkennen, dass die Gesamtverformung ab einer Elementgröße von ca. 2mm bis 0,4mm beginnt gegen einen Wert von rund 1,82mm zu konvergieren. Lediglich bei der kleinsten Elementgröße von 0,3mm steigt die Gesamtverformung sprunghaft auf einen Wert von ca. 2,07mm. Eine mögliche Erklärung hierfür ist, dass die Verformung der Elemente im Vergleich zur Elementgröße zu groß wird. Verformungen und Spannungen könnten so durch die zu kleinen Elemente nicht mehr korrekt abgebildet werden.

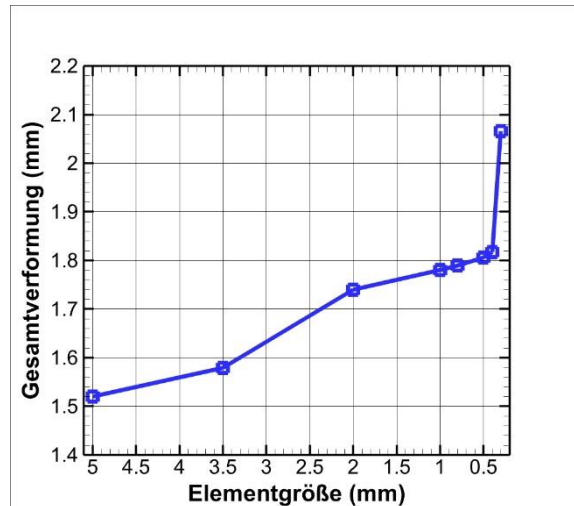


Abbildung 40: Maximale Gesamtverformung in Abhängigkeit der Elementgrößen

Um die Spannungskomponenten der einzelnen Lagen des Anschlusses in Abhängigkeit der Netzfeinheit auszuwerten, werden vier Messpunkte auf der Oberschale eingeführt. Die Messpunkte werden nach Durchsicht der ersten Ergebnisse an Orten mit verhältnismäßig großen Spannungsänderungen in Abhängigkeit der Netzfeinheit gewählt. Zwei der Messpunkte, Punkte 1 und 2 befinden sich in der Nähe der Krafteinleitung unterhalb der Bolzenlöcher. Messpunkte 3 und 4 befinden sich in Vorder- und Hinterkante des dünnsten Anschlussquerschnitts. Abbildung 41 und Tabelle 3 zeigen die Messpunkte und ihre Koordinaten (Koordinaten Ursprung liegt im Schlaufenmittelpunkt).

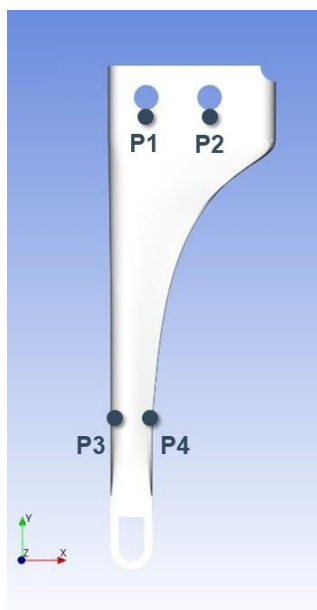


Tabelle 3: Koordinaten der Messpunkte

	x	y	z
P1	7	205	7
P2	37	205	7
P3	-8	60	4
P4	8	60	2

Abbildung 41: Messpunkte

Abbildungen 42 und 43 zeigen die Spannungskomponenten σ_1 , σ_2 , τ_{12} und σ_3 in Messpunkt 4 in allen drei Lagen der Oberschale. Die Spannungskomponenten in Punkten 1, 2 und 3 befinden sich in Anhang 2-4. Es lässt sich erkennen, dass ab einer Elementgröße von ca. 1mm in den meisten Spannungskomponenten Konvergenz eintritt. Bei der kleinsten Elementgröße von 0,3mm kommt es allerdings ähnlich zur maximalen Gesamtverformung zu sprunghaften Wertänderungen, durch möglicherweise zu große Verformungen im Vergleich zur Elementgröße.

Aufgrund der Konvergenzverläufe empfiehlt es sich für den Festigkeitsnachweis eine Elementgröße von 1mm oder kleiner zu verwenden. Da das Modell ab einer Elementgröße von 0,4mm update-instabil wird und dadurch schwer zu handhaben ist, wird für den Festigkeitsnachweis eine Elementgröße von 0,5mm verwendet.

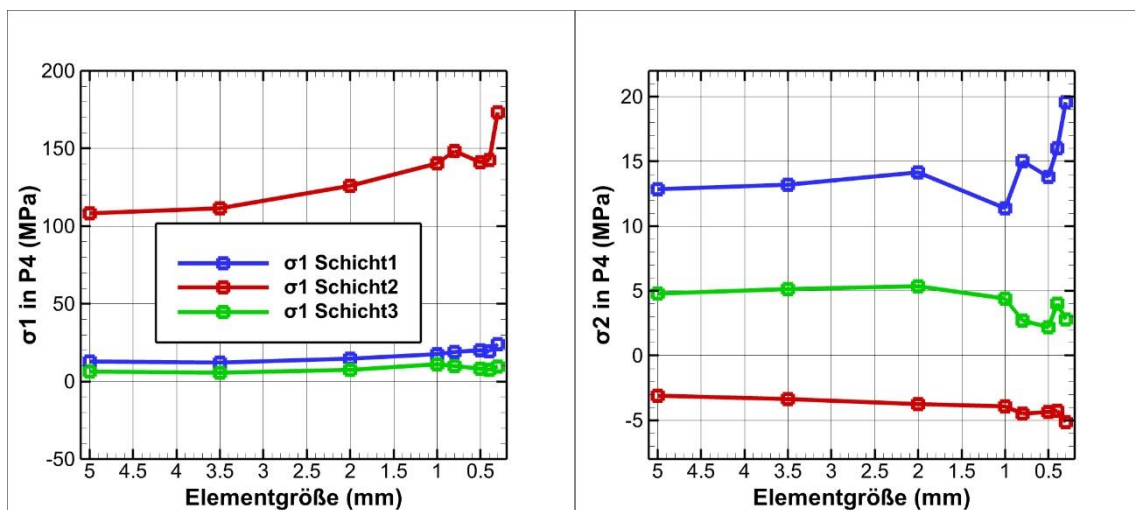


Abbildung 42: Links: σ_1 in P4. Rechts: σ_2 in P4, in Abhängigkeit der Elementgröße

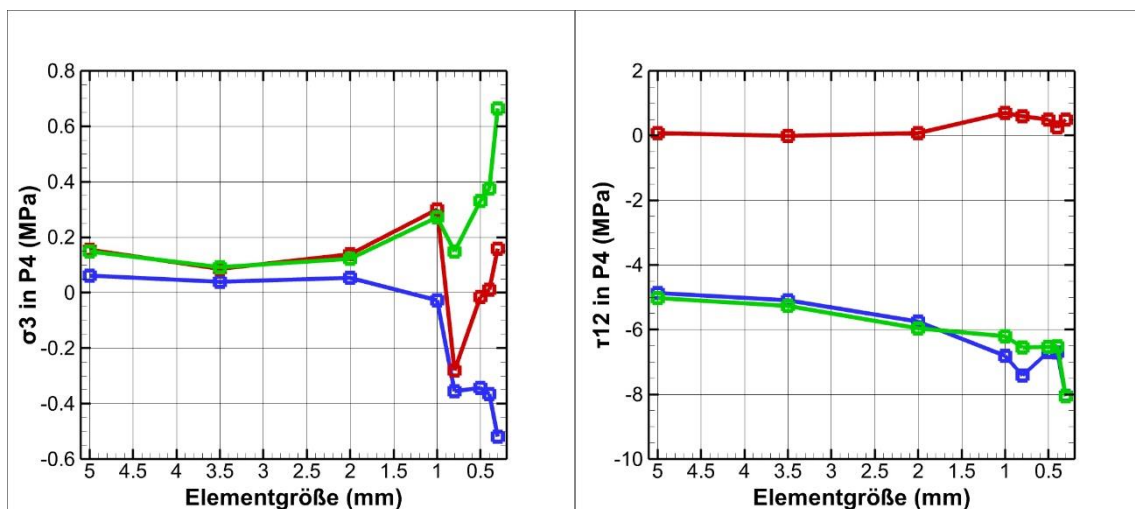


Abbildung 43: Links: σ_3 in P4. Rechts: τ_{12} in P4, in Abhängigkeit der Elementgröße

Elementvergleich

Für die Vernetzung der Schalen und des Holms können wie beschrieben Volumen-Elemente (SOLID187), Schalen-Elemente (SHELL281) oder Volumen-Schalen-Elemente (SOLSH190) verwendet werden. Die Ergebnisse der FE-Lösung unter Verwendung dieser drei verschiedenen Elemente sollen im Folgenden für zwei möglichst feine Netze verglichen werden.

Hierfür wurden die Elementgrößen 1mm und $0,8\text{mm}$ gewählt, da die Feinheit des Netzes von den Schalen-Elementen limitiert wird. Mit diesen lassen sich die Modelle mit kleineren Elementgrößen als $0,8\text{mm}$ nicht lösen, da der Arbeitsspeicher des verwendeten Computers nicht ausreicht.

Abbildungen 44 und 45 zeigen die Spannungen der Schalen-, Volumen- und Volumen-Schalen-Elemente in Faserlängsrichtung in der zweiten Schicht der Oberschale in allen vier Messpunkten. Es lässt sich in allen Messpunkten erkennen, dass die Ergebnisse der SOLSH und SOLID Elemente nahezu identische Spannungswerte besitzen. Diese unterscheiden sich erst ab der vierten Nachkommastelle. Die Ergebnisse der SHELL Elemente hingegen weichen um etwa 10% von den Werten der anderen beiden Elemente ab.

In der Nähe der Krafteinleitung unterschätzen die SHELL Elemente zum einen die Spannungen in Punkt 1. Zum anderen ist die Steigung bei feiner werdendem Netz der Spannungen in Punkt 2 genau entgegengesetzt der Steigung der SOLID und SOLSH Elementen. Der Bereich der Krafteinleitung und der größten Verschiebungen scheint mit dem ebenen Spannungszustand der SHELL Elemente nicht in gleicher Qualität wie mit den räumlichen Elementen abgebildet zu werden. Zusätzlich kann der Übergang der Volumen-Elemente des Bohrungseinsatzes zu den Schalen-Elementen die Ergebnisse in diesem Bereich beeinflussen.

In den stark unter Zug und Druck beanspruchten Bereichen des Anschlusses, in Punkten 3 und 4, liegen die Spannungen der SHELL Elemente durchgehend etwa 10% (Betrag) über denen der anderen Elemente. Eine mögliche Erklärung hierfür ist, dass die Schalen-Elementen sämtliche Belastungen in der Ebene aufnehmen, da sie im Vergleich zu den anderen Elementen über keine Dickenrichtung verfügen. Während die räumlichen Elemente einen Teil der Belastung auch in Dickenrichtung aufnehmen können, müssen die Schalen-Elementen die gesamte Belastung in der Ebene tragen. Dadurch kann es in der hier dargestellten Spannung in Faserlängsrichtung zu höheren Werten bei den Schalen-Elementen kommen.

Aufgrund der oben beschriebenen Genauigkeit der Ergebnisse und der Handhabung der Elemente im FE-Programm, werden für den Festigkeitsnachweis Volumen-Elemente verwendet.

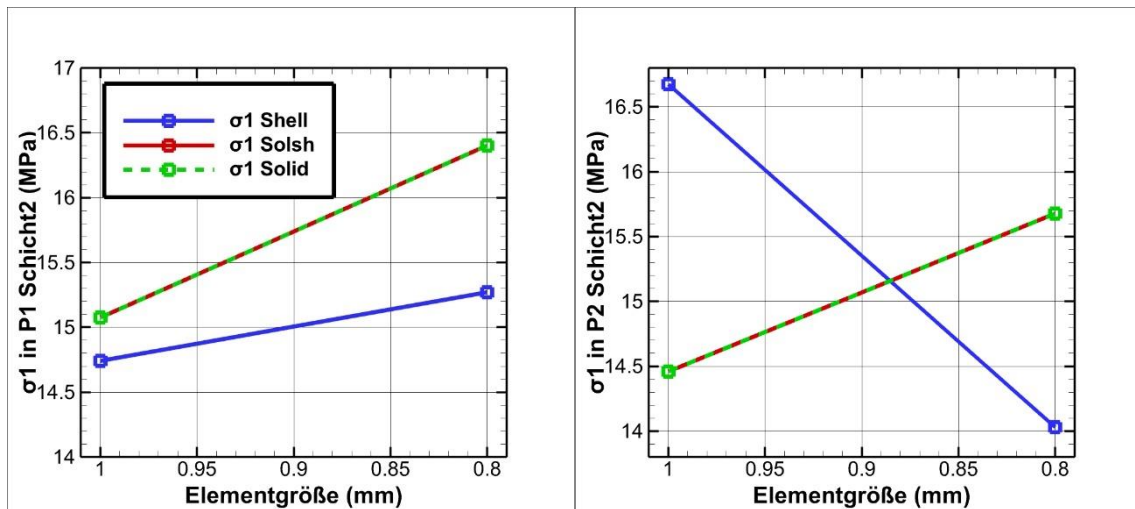


Abbildung 44: Links: Elementvergleich in P1. Rechts: Elementvergleich in P2

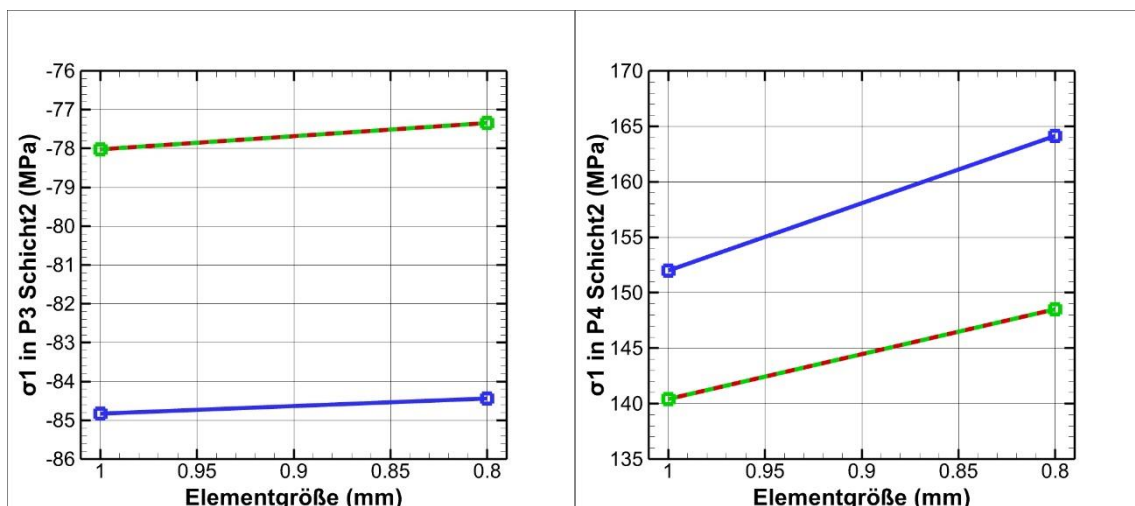


Abbildung 45: Elementvergleich in P3. Rechts: Elementvergleich in P4

7 Festigkeitsnachweis

Für den Festigkeitsnachweis des Anschlusses werden neun vorgegebene Lastfälle (LF) bereitgestellt. Diese werden aus mehreren zweidimensionalen Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation der Rotorprofile abgeleitet. Bei den ermittelten Lastfällen handelt es sich um konservative Lastabschätzungen, welche bereits einen Lastfaktor von ca. 2 beinhalten.

Die Kraftkomponenten der Lastfälle sind in Tabelle 4 aufgeführt. Die ersten vier Lastfälle sind dimensionierend für den Anschluss und die Rotorblätter. Diese bestehen aus den Lasten für das rücklaufende aufnickende Blatt (Buchstabe a) und den Lasten für das vorlaufende abnickende Blatt (Buchstabe b). Bis auf LF5 rotieren die Blätter in allen Lastfällen der CFD Simulation mit einer Frequenz von 50 Hz. Am Teststand des Gesamt-Hubschraubermodells sollen die Blätter mit 42 Hz rotieren. Die Kraft in Y-Richtung ergibt sich aus der Drehfrequenz, dem Rotorradius und dem Gesamtgewicht des Anschlusses mit dem Blatt. Lastfall 1 beschreibt den Lastfall mit größten Biegemomenten um die X- und Z-Achse, in Lastfall 2 generieren die Blätter maximalen Auftrieb und Lastfall 3 stellt den Lastfall mit größtem Nickmoment dar. In Lastfall 4 werden beide Blätter maximal angestellt, dieser Lastfall gilt deswegen sowohl für das vor- als auch für das rücklaufende Blatt. Lastfall 5 beschreibt einen Überdrehzahl-Lastfall mit einer Frequenz von 65 Hz Bei Null-Schub und Lastfall 6 stellt die Belastung an einem der Rotoren dar, wenn das zweite Blatt abreißt. Lastfälle 5 und 6 sind dimensionierend für die Welle des Rotorkopfes.

Tabelle 4: Lastfälle

	LF1a	LF1b	LF2a	LF2b	LF3a	LF3b	LF4	LF5	LF6
F_x (N)	55,6	2,4	124,9	0,6	1,77	132,9	124,9	8,7	55,6
F_y (N)	6863,71	6863,71	6863,71	6863,71	6863,71	6863,71	6863,71	16439,4	6863,71
F_z (N)	495,9	158,4	505,5	226,5	163,3	479	505,5	0	495,9

Im Betrieb verschiebt sich der Kraftangriffspunkt in Richtung der 25% Linie des Rotorblattes. Diese Verschiebung wird bei dem Festigkeitsnachweis nicht berücksichtigt. Es wird weiter davon ausgegangen, dass der Kraftangriffspunkt in der Mitte der beiden Bolzen liegt, um in der Simulation das größtmögliche Biegemoment um die Z-Achse zu erzeugen.

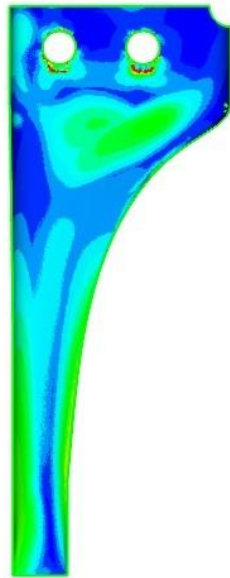
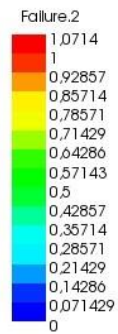
Nach Durchsicht der Berechnungsergebnisse aller Lastfälle, stellt sich heraus, dass die Belastung durch die Biegemomente um X- und Z-Achse die kritischste Belastung für den Anschluss darstellen. LF2a (und damit auch LF4) wird als kritischster dimensionierender Lastfall identifiziert, da in diesem die Kombination aus dem Biegemoment durch die Auftriebskraft und dem durch den Widerstand verursachtem Biegemoment maximal ist. Zusätzlich wird LF5 als kritisch identifiziert, da hier die Zugbelastung des Anschlusses aufgrund der hohen Rotationsfrequenz in vielen Bereichen des Anschlusses zu Festigkeitsproblemen führt. LF5 stellt allerdings einen speziellen Lastfall dar, welcher an dem Teststand des Gesamt-Hubschraubermodells nicht getestet werden soll. Der Festigkeitsnachweis wird im Folgenden anhand der Ergebnisse des LF2a durchgeführt.

7.1 Anschluss

Die Gewebelagen des Anschlusses werden mit dem Maximalspannungskriterium untersucht. Abbildungen 46 und 47 zeigen den Versagenswert der ersten und letzten Lage der Ober- und Unterschale. Es lässt sich erkennen, dass in diesen Lagen fast alle Bereiche der Schalen einen unkritischen Versagenswert von unter 1 besitzen. Lediglich in der ersten Schicht der Ober- und Unterschale entstehen unterhalb der Bolzenlöcher kleinere Bereiche mit einem maximalen Versagenswert von ca. 1,07.

Auf der Oberschale lässt sich erkennen, dass in beiden Lagen die Vorder- und Hinterkante am Anschluss Hals einen leicht erhöhten Versagenswert von ca. 0,6 erreichen. Auf der Unterschale entsteht an der Hinterkante des Halses in beiden Lagen ein relativ großer Bereich mit Versagenswerten bis zu ungefähr 0,93. In der dritten und innersten Lage der Unterschale befindet sich ein kleiner kritischer Bereich mit Werten bis zu 1,07 in der Mitte des Anschluss Halses in der Nähe des dünnsten Querschnitts.

ACP Model
18.08.2020 10:44
Failure - lrf
Ply-Wise
Set: 1 - Time/Freq: 1.0 (Last)
Max: 7.1679
Min: 0
Selection:
AP - P1L1__1 Woven0.35



ACP Model
18.08.2020 10:45
Failure - lrf
Ply-Wise
Set: 1 - Time/Freq: 1.0 (Last)
Max: 850.86
Min: 0
Selection:
AP - P1L1__3 Woven0.35

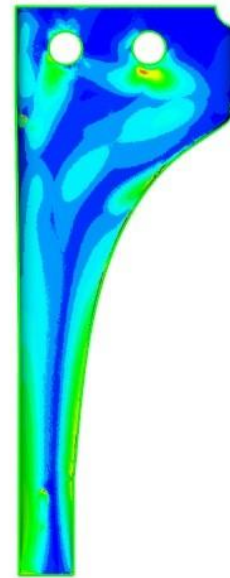
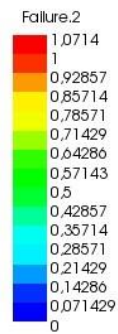
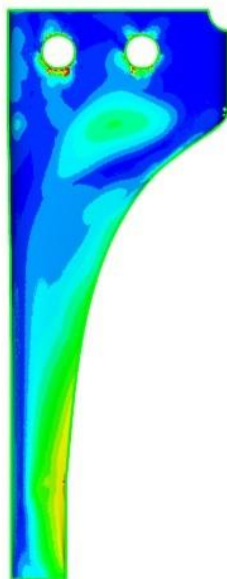
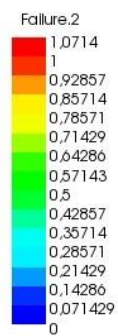


Abbildung 46: Maximalspannungskriterium Oberschale. Links: Schicht 1. Rechts: Schicht 3

ACP Model
18.08.2020 10:46
Failure - lrf
Ply-Wise
Set: 1 - Time/Freq: 1.0 (Last)
Max: 4.6902
Min: 0
Selection:
AP - P1L1__1 Woven0.35



ACP Model
18.08.2020 10:46
Failure - lrf
Ply-Wise
Set: 1 - Time/Freq: 1.0 (Last)
Max: 988.84
Min: 0
Selection:
AP - P1L1__3 Woven0.35

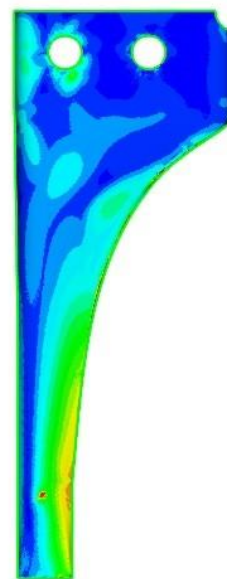
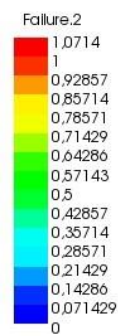


Abbildung 47: Maximalspannungskriterium Unterschale. Links: Schicht 1. Rechts: Schicht 3

Für die Prüfung der UD-Lagen der Schalen wird das Puck-Kriterium verwendet, Abbildung 48 zeigen den Versagenswert der zweiten Lage der Ober- und Unterschale.

Auf der Oberschale lässt sich ein großflächiger kritischer Bereich in der Vorderkante des Halses mit einem maximalen Versagenswerten von ca. 1,07 erkennen. Außerdem befinden sich in der Nähe der Bolzenlöcher mehrere kleine kritische Bereiche mit ähnlich hohen Werten. Entlang der Hinterkante des Halses entsteht ein schlanker Bereich mit Versagenswerten von ca. 0,7 bis über 1,0.

Auf der Unterschale zeigt Abbildung 48 zwei Bereiche mit Versagenswerten von ca. 0,7 bis 1,07 in der Hinterkante des Halses. In der Nähe der Bolzenlöcher entstehen auch hier kleinere kritische Bereiche.

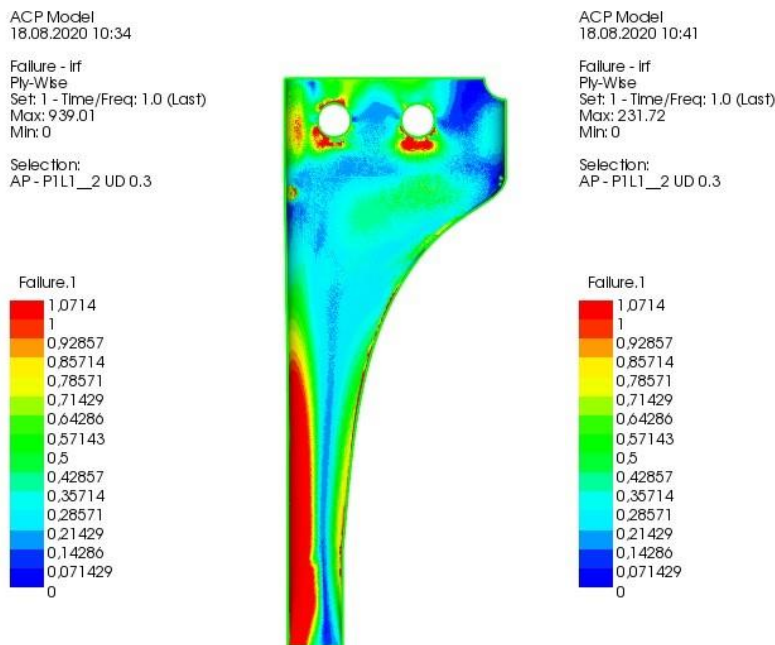


Abbildung 48: Puck-Kriterium Schicht 2. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale

Abbildung 49 zeigt die Spannungen in Faserlängsrichtung in der UD-Lage der Ober- und Unterschale. Auf der Oberschale lässt sich erkennen, dass in der Vorderkante des Halses, ähnlich zur Plausibilitätsprüfung, ein Druckgebiet mit Maximalwerten von ca. -1643 MPa herrscht. Die Hinterkante wird hingegen durch Zug belastet wird. Auf der Unterschale lassen sich ähnliche Spannungsverteilungen erkennen, hier ist das Zuggebiet an der Hinterkante ausgeprägter und erreicht Spannungen bis zu ca. 2687 MPa. Das Druckgebiet in der Vorderkante ist auf der Unterschale deutlich kleiner als auf der Oberschale.

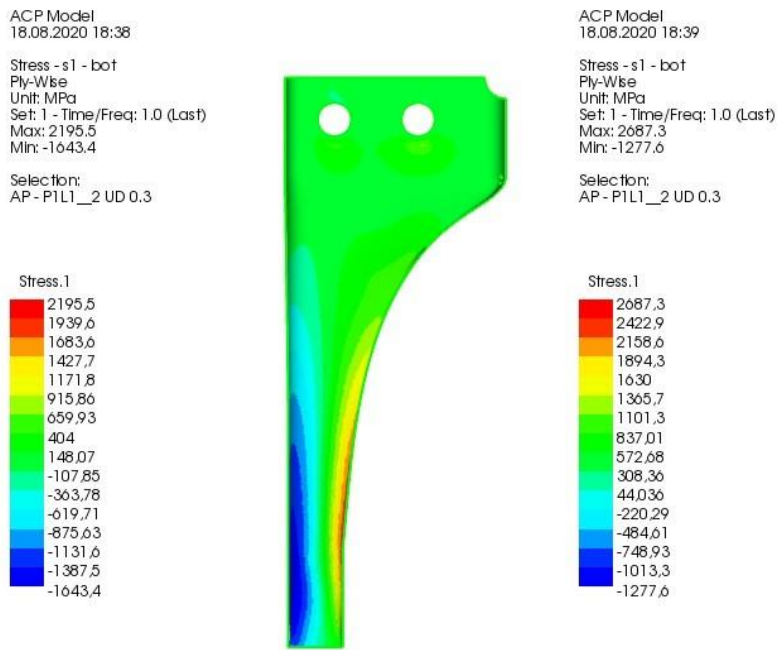


Abbildung 49: Spannungen in Faserlängsrichtung in Schicht 2. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.

In Abbildung 50 sind die Spannungen der UD-Lage quer zur Faserrichtung in Ober- und Unterschale dargestellt. Im Vergleich zu den Spannungen in Faserlängsrichtung befinden sich hier Zuggebiete in der Vorder- und Druckgebiete in der Hinterkante des Halses. Das Quer-Zuggebiet auf der Oberschale erreicht Spannungen bis ca. 64 MPa und in der Hinterkante herrschen Quer-Druckspannungen von bis zu ca. 74 MPa. Sowohl Druck- als auch Zuggebiete sind in der Unterschale kleiner als in der Oberschale. Hier befindet sich ein zweites Zuggebiet mit Werten bis zu 30 MPa in der Hinterkante auf dem Übergang des Halses zum Blattanschluss.

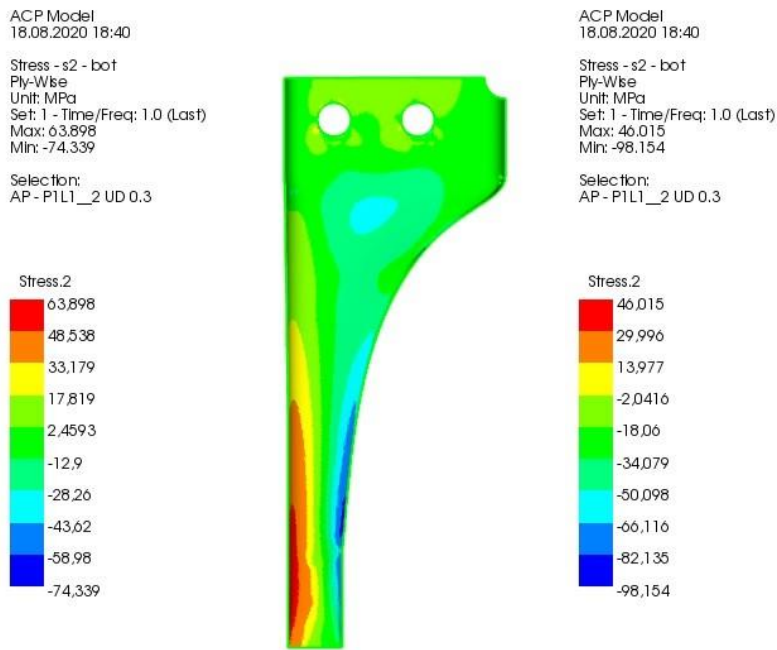
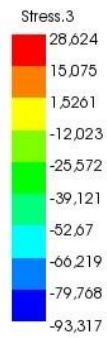


Abbildung 50: Spannungen quer zur Faserrichtung. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.

Abbildung 51 zeigt die ebenen Schubspannungen der UD-Lage der Ober- und Unterschale. Auf der Oberschale befindet sich in der Hinterkante ein Bereich mit Spannungen bis zu ca. 28 MPa. In der Nähe der Bolzen herrschen Schubspannungen von ca. 15 MPa. In der Hinterkante der Unterschale herrschen Schubspannungen mit Werten bis zu ca. 40 MPa. In den beiden dargestellten Spannungsverteilungen befinden sich an den Rändern der Schalen einzelne Elemente mit sprunghaften Spannungsspitzen. Die auf den Skalen dargestellten maximalen Druckspannungen auf der Oberschale und die maximalen Zugspannungen in der Unterschale sind deswegen in diesen Abbildungen nicht erkennbar.

ACP Model
18.08.2020 18:41
Stress - s12 - bot
Ply-Wise
Unit: MPa
Set: 1 - Time/Freq: 1.0 (Last)
Max: 28,624
Min: -93,317

Selection:
AP - P1L1__2 UD 0.3



ACP Model
18.08.2020 18:41
Stress - s12 - bot
Ply-Wise
Unit: MPa
Set: 1 - Time/Freq: 1.0 (Last)
Max: 89,861
Min: -68,26

Selection:
AP - P1L1__2 UD 0.3



Abbildung 51: Ebene Schubspannungen. Links: Oberschale. Rechts: Unterschale.

7.2 Holm und Schaum

Holm: Für die Untersuchung der UD-Lagen des Holms wird das Puck-Kriterium verwendet. Abbildungen 52 und 53 zeigen die Versagenswerte der äußersten Schichten der Gurte und des Stegs, da in diesen die kritischsten Werte erreicht werden.

Die Gurte zeigen zu Ober- und Unterschalen ähnliche Versagenswerte. Auf beiden Flanschen lässt sich ein kleiner kritischer Bereich am Anschluss Hals in der Nähe des dünnsten Querschnittes finden. Die Versagenswerte erreichen hier den maximalen Wert von ca. 1,07. Die Versagenswerte nehmen auf den Flanschen in Richtung der Rotorblattaufnahme ab.

Auf dem Steg finden sich Versagenswerte von 0 bis ca. 0,85, lediglich an der oberen Kante zum oberen Flansch befindet sich ein schlanker Bereich mit Werten über 0,9.

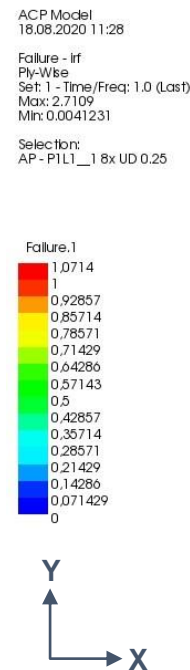


Abbildung 52: Puck-Kriterium oberer Flansch

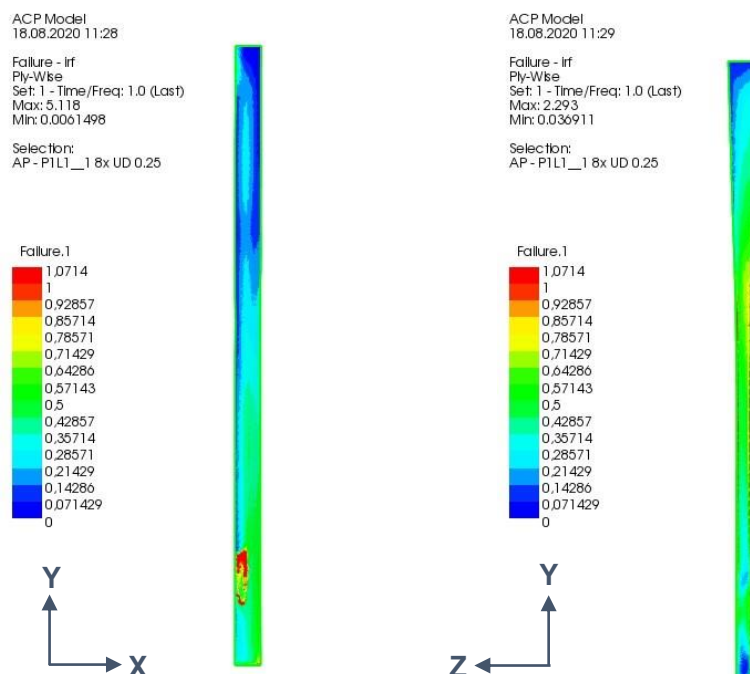


Abbildung 53: Puck-Kriterium. Links: Unterer Flansch. Rechts: Steg.

Schaum: Abbildung 54 zeigt aufgrund des größtenteils isotropen Materialverhaltens die Vergleichsspannung nach Von Mises im Schaum des Anschlusses. Es werden maximale Vergleichsspannungen von ca. 38,7 MPa erreicht, das Spannungsniveau im Schaum ist im Vergleich zu den Schalen des Anschlusses gering. Die Spannungsspitzen werden im vorderen Bereich des Anschlusses in der Vorderkante erreicht.

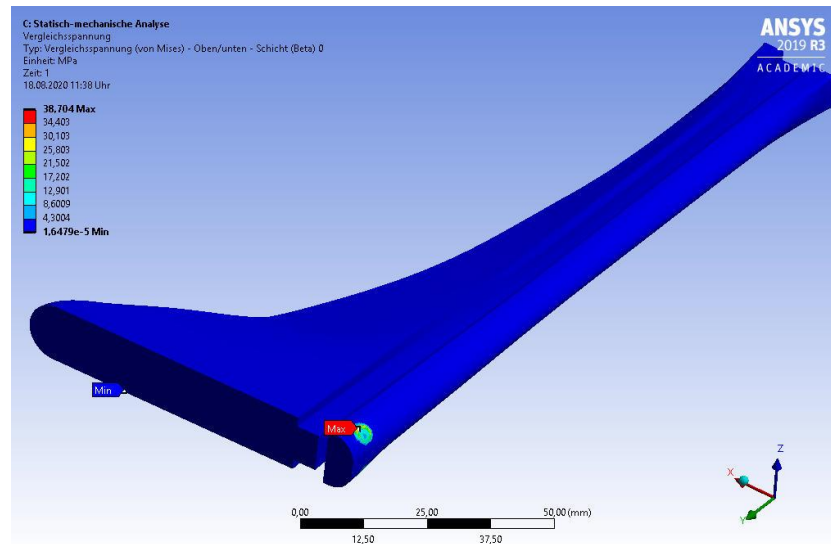


Abbildung 54: Vergleichsspannung nach Von Mises des Schaums

8 Diskussion

8.1 UD-Lagen

Aus Abbildungen 46-48 lässt sich erkennen, dass in den UD-Lagen der Ober- und Unterschale deutlich größere kritische Versagenswerte herrschen, als in den Gewebelagen. Die UD-Lagen sind deswegen ausschlaggebend für den Festigkeitsnachweis und sollen im Folgenden genauer untersucht werden.

8.1.1 Oberschale

Abbildung 55 zeigt eine Nahaufnahme des Bolzenbereichs, die Elemente sind mit ihrer kritischen Versagensart nach dem Puck-Kriterium beschriftet. In der Nähe der Bolzen findet aufgrund der Krafteinleitung Versagen der Matrix statt (siehe Abbildung 48). Die kritischen Versagensarten sind hier Delamination und Matrixversagen nach Modus A, diese können durch die lokal erhöhten Schubspannungen hervorgerufen werden (vergl. Abbildung 51).

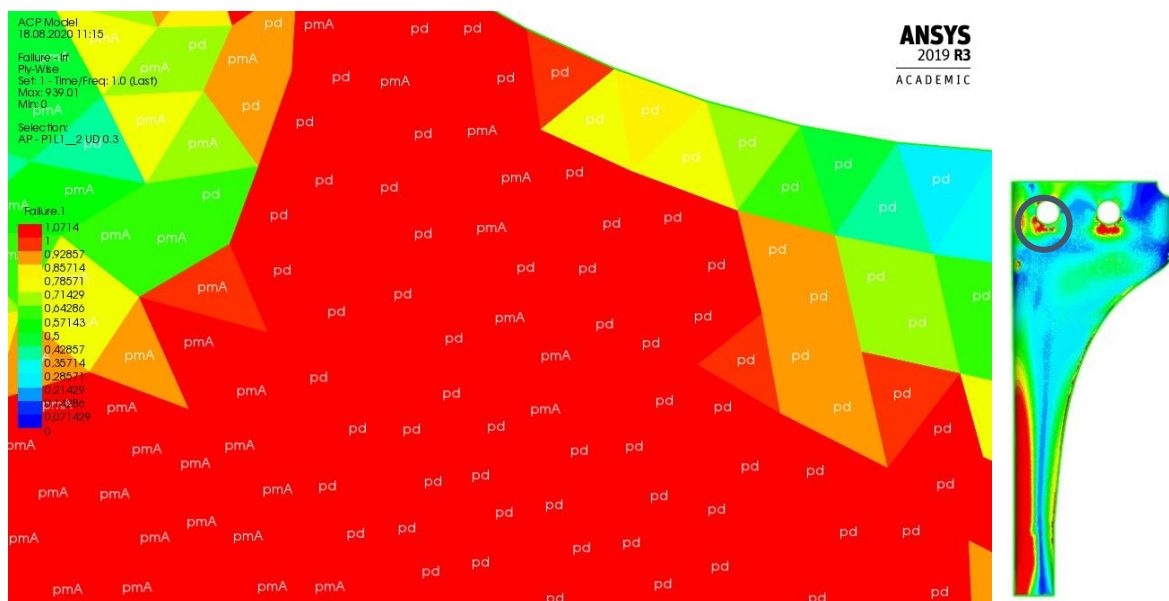


Abbildung 55: Delamination und Matrixversagen nach Modus A in der Nähe der Bolzen

Abbildung 56 zeigt den Bereich, an welchem sich die Oberschale und der Schaum gegenseitig so beeinflussen, dass am Schaum eine Spannungsspitze entsteht (siehe Abbildung 54). An der Oberschale bildet sich durch die lokalen Schubspannungen (vergl. Abbildung 51) der hier gezeigte leicht kritische Delaminations-Bereich.

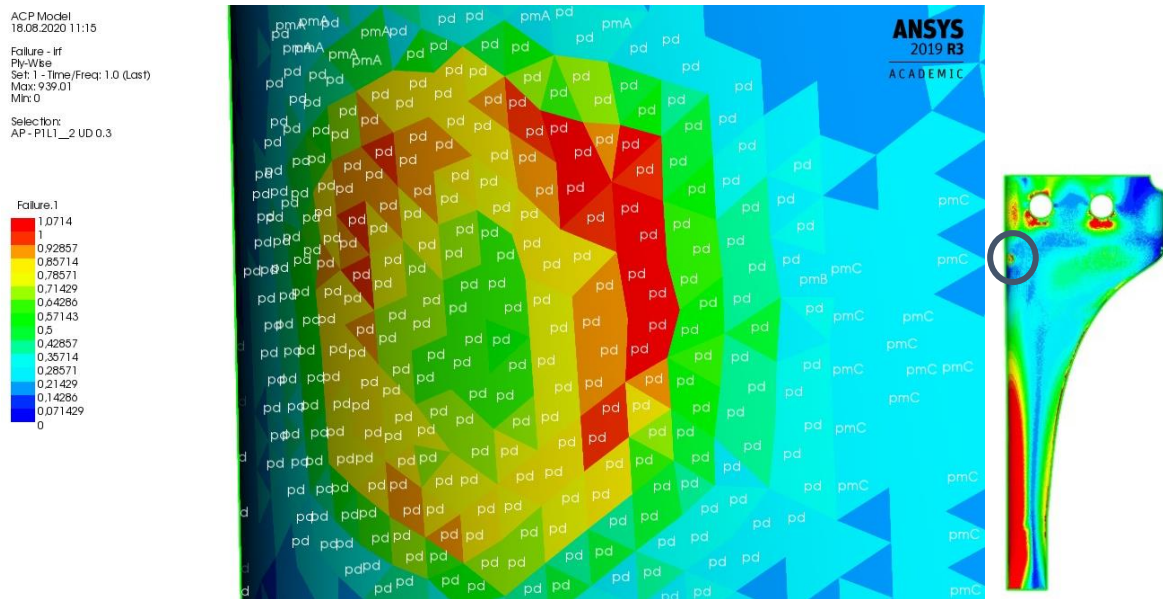


Abbildung 56: Delamination im vorderen Teil der Vorderkante

Die kritische Versagensart der Vorderkante des Halses ist in Abbildung 57 dargestellt. Es lässt sich erkennen, dass Matrixversagen nach Modus A an dieser Stelle zum Versagen führt. Diese Versagensart kann durch den Bereich mit erhöhten Zugbelastungen quer zur Faserrichtung (vergl. Abbildung 50) in der Vorderkante entstehen.



Abbildung 57: Matrixversagen nach Modus A in der Vorderkante des Halses

Abbildung 58 zeigt die kritische Versagensart in der Hinterkante des Halses. Im Gegensatz zur Vorderkante lässt sich hier Matrixversagen nach Modus C als ausschlaggebende Versagensart identifizieren. Diese kann durch Druck quer zur Faserrichtung verursacht werden, welcher im Bereich der Hinterkante in Abbildung 50 deutlich erkennbar ist. In den stark gekrümmten Bereichen der Hinterkante und im Rand der Oberschale lassen sich

außerdem einige Elemente mit der Versagensart Delamination und Matrixversagen nach Modus A erkennen. Diese Versagensarten können hier durch die beschriebenen sprunghaften Schubspannungsanstiege am Rand der Schale (siehe Seite 59) und durch die starke Krümmung der Hinterkante hervorgerufen werden.

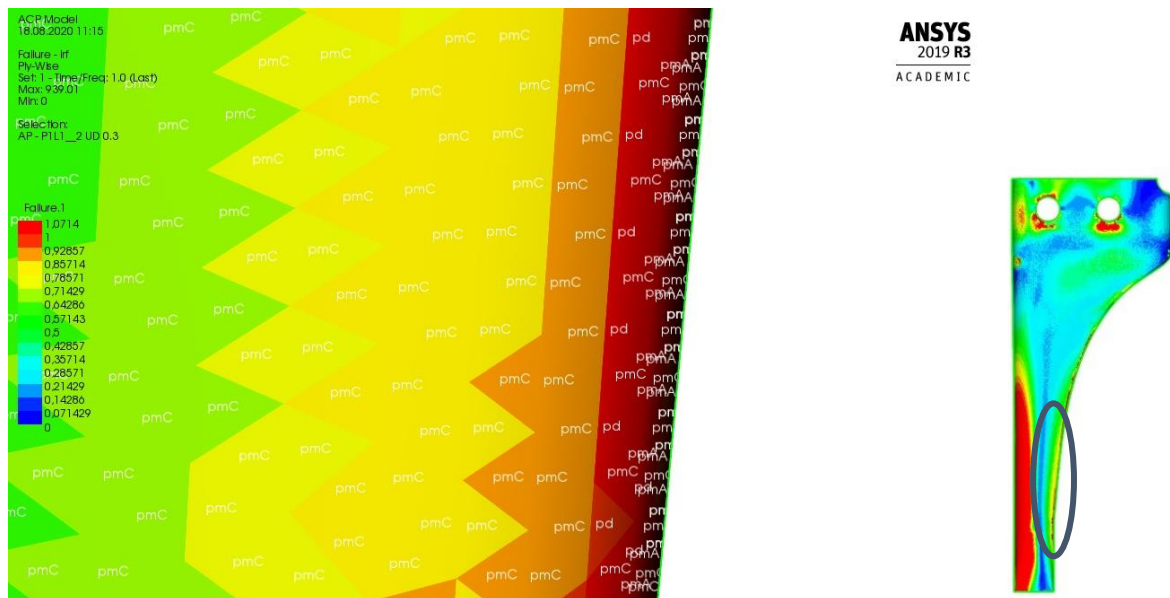


Abbildung 58: Matrixversagen nach Modus C und Delamination in der Hinterkante des Halses

8.1.2 Unterschale

Abbildung 59 zeigt die kritische Versagensart im oberen Bereich der Hinterkante. Es lässt sich erkennen, dass hier Matrixversagen nach Modus A zum Versagen führt. Diese Versagensart kann durch die erhöhten Quer-Zugspannung in diesem Bereich (vergl. Abbildung 50) verursacht werden.



Abbildung 59: Matrixversagen nach Modus A im oberen Teil der Hinterkante

In Abbildung 60 ist die kritische Versagensart in der Hinterkante des Halses dargestellt. Es lässt sich ein relativ großer Bereich mit Matrixversagen nach Modus C erkennen, dieser kann durch das Quer-Druckgebiet in der Hinterkante der Unterschale (vergl. Abbildung 50) hervorgerufen werden.

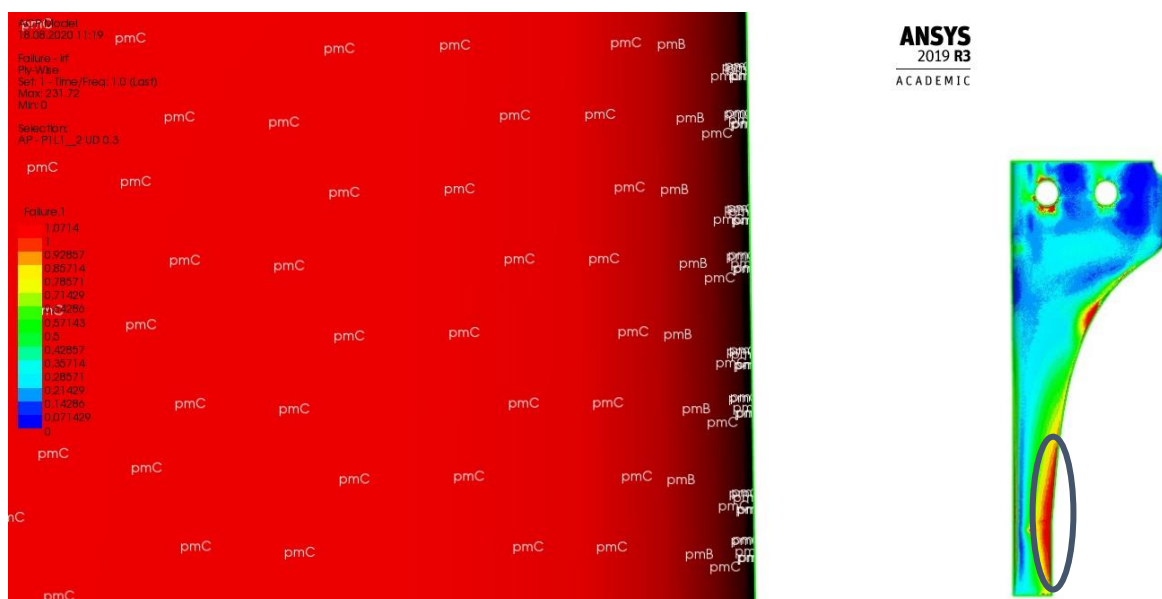


Abbildung 60: Matrixversagen nach Modus C in der Hinterkante des Halses

In der Vorderkante des Halses lässt sich Matrixversagen nach Modus A als kritische Versagensart identifizieren (siehe Abbildung 61). Das Quer-Zuggebiet in der Vorderkante des Halses (vergl. Abbildung 50) kann zu dieser Versagensart führen.

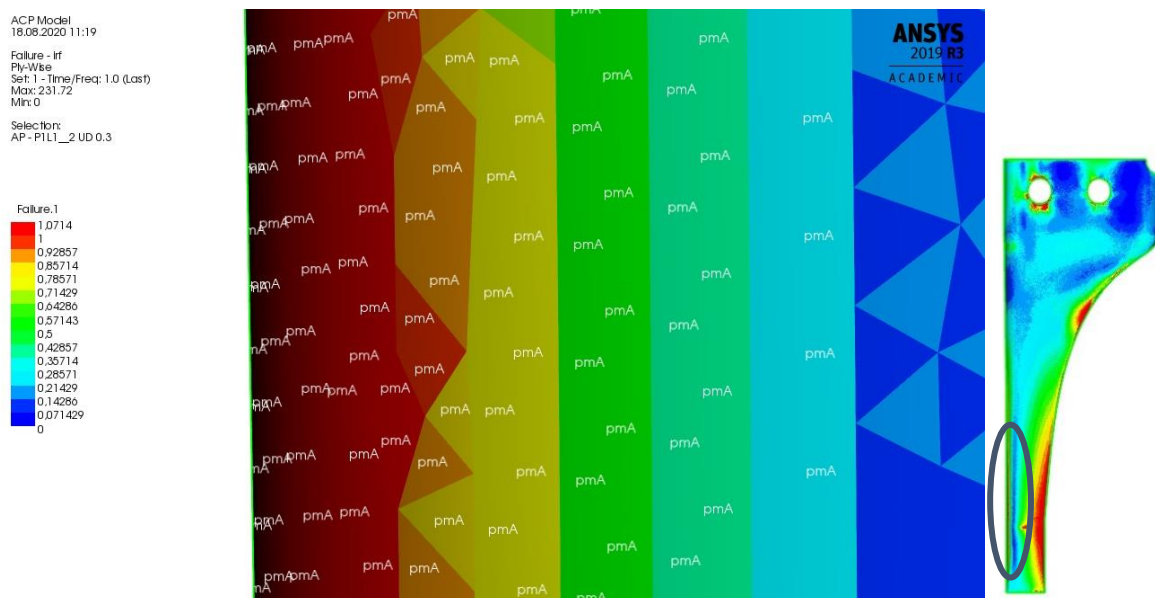


Abbildung 61: Matrixversagen nach Modus A in der Vorderkante des Halses

Abbildung 62 zeigt, dass die kritische Versagensart in der Mitte des Halses Delamination in Kombination mit Matrixversagen nach Modus C ist. An dieser Stelle des Halses findet eine Wechselwirkung zwischen der Holmoberfläche und der Schale statt, sodass auf dem Holm eine Spannungsspitze entsteht (siehe Abbildung 54). Auf der Unterschale können die Kombination aus lokalen Schubspannungen und Druckspannungen quer zur Faser (vergl. Abbildungen 50 und 51) das hier abgebildete relativ kleine Delaminationsgebiet verursachen.

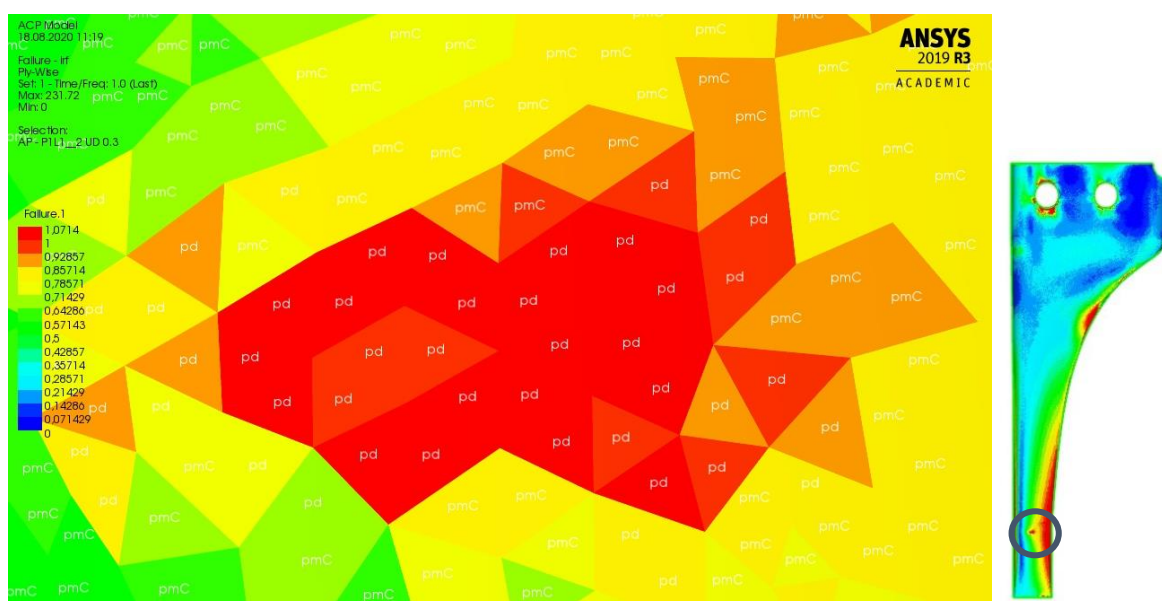


Abbildung 62: Delamination und Matrixversagen nach Modus C in der Mitte des Halses

8.2 Gewebelagen

Im Folgenden sollen einige Ergebnisse der Gewebelagen genauer analysiert werden.

Oberschale: In der Nähe der Bolzenlöcher lässt sich in Abbildung 63 erkennen, dass ähnlich zu den UD-Lagen kleinere Bereiche mit erhöhten Versagenswerten entstehen. Matrixversagen durch Delamination stellt hier, wie in den UD-Lagen, die kritischste Versagensart dar.

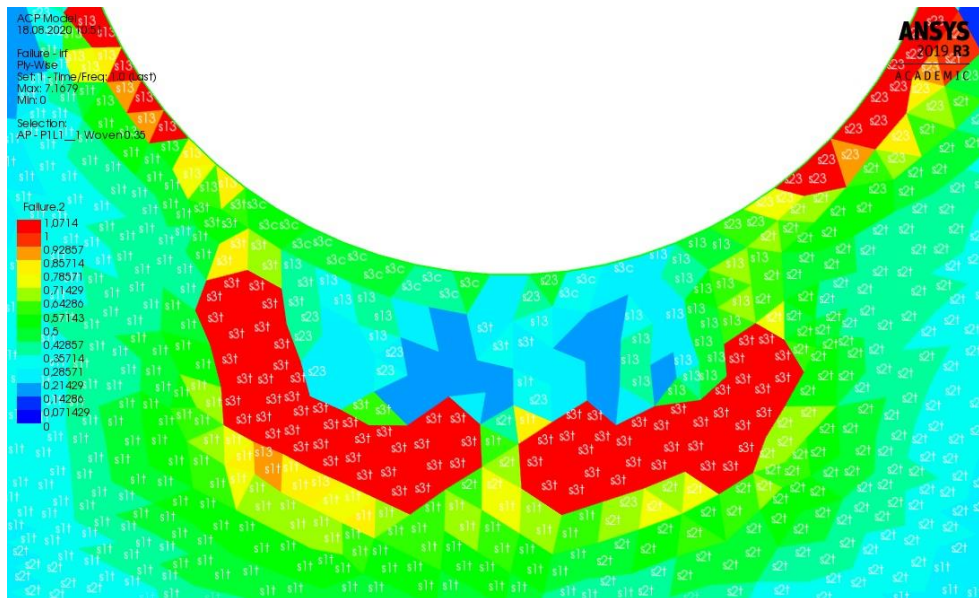


Abbildung 63: Versagensarten in der ersten Gewebeschicht der Oberschale, Nähe der Bolzenlöcher

Abbildung 64 zeigt die Hinterkante der ersten Gewebeschicht der Oberschale. Es lässt sich ein rapider Übergang von unkritischen zu kritischen Versagenswerten unmittelbar an der Hinterkante erkennen. In der Hinterkante befinden sich außerdem einzelne Elemente mit einem Versagenswert von 0. Auch hier stellt Matrixversagen die kritische Versagensart dar. Die sprunghaften Übergänge lassen allerdings darauf schließen, dass an dieser Stelle nicht exaktes physikalisches Verhalten dargestellt wird, sondern die Diskretisierung durch das verwendete Netz zu plötzlichen Spannungsspitzen führt. Um diese Einschätzung zu bestätigen, müsste die Hinterkante des Anschlusses genaueren Untersuchungen unterzogen werden.

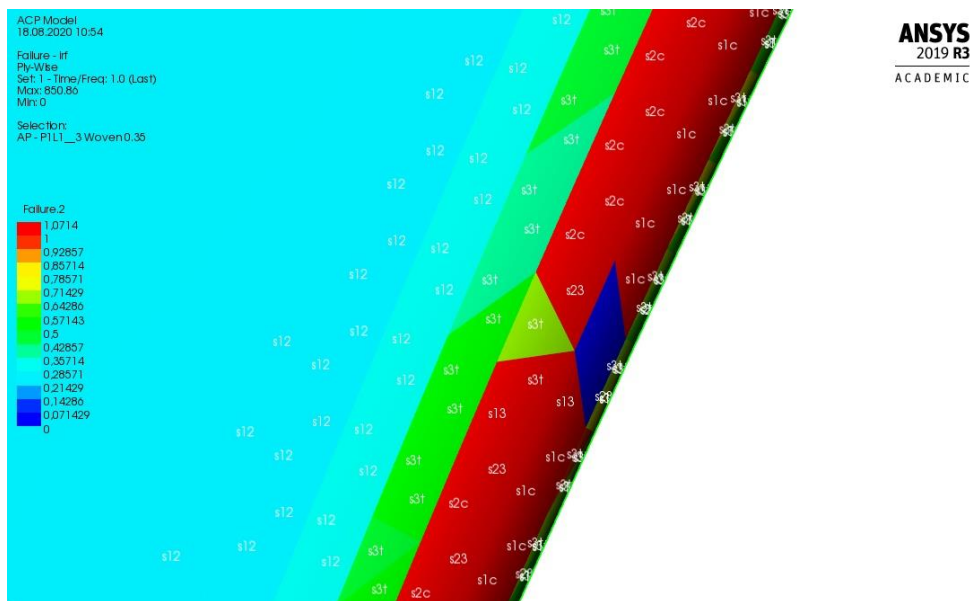


Abbildung 64: Versagensarten in der Hinterkante der ersten Gewebeschicht der Oberschale

Unterschale: Abbildung 65 zeigt die kritischen Versagensarten in der Hinterkante der Unterschale. Es lässt sich erkennen, dass Matrixversagen aufgrund einer Kombination aus ebener Schubspannungen und Schubspannungen senkrecht zur Ebene zum Versagen der Schicht führen.

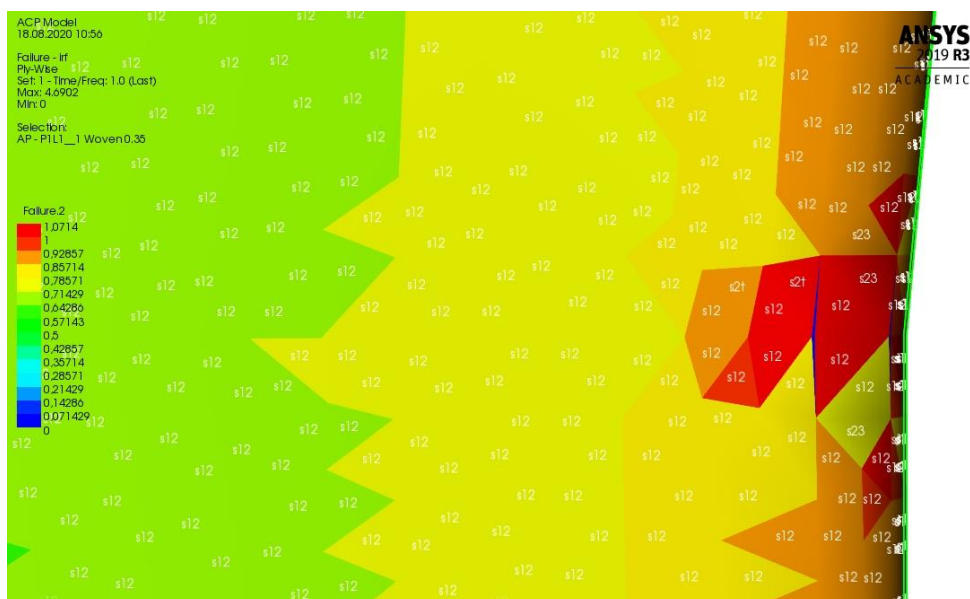


Abbildung 65: Versagensarten der Hinterkante der ersten Gewebeschicht der Unterschale

8.3 Holm

Flansch oben: Im auf Seite 61 beschriebenen kritischen Bereich des oberen Flansches lässt sich Matrixversagen aufgrund Delamination und vereinzelt aufgrund des Bruchmodus A und C als kritischste Versagensart identifizieren (siehe Abbildung 66).

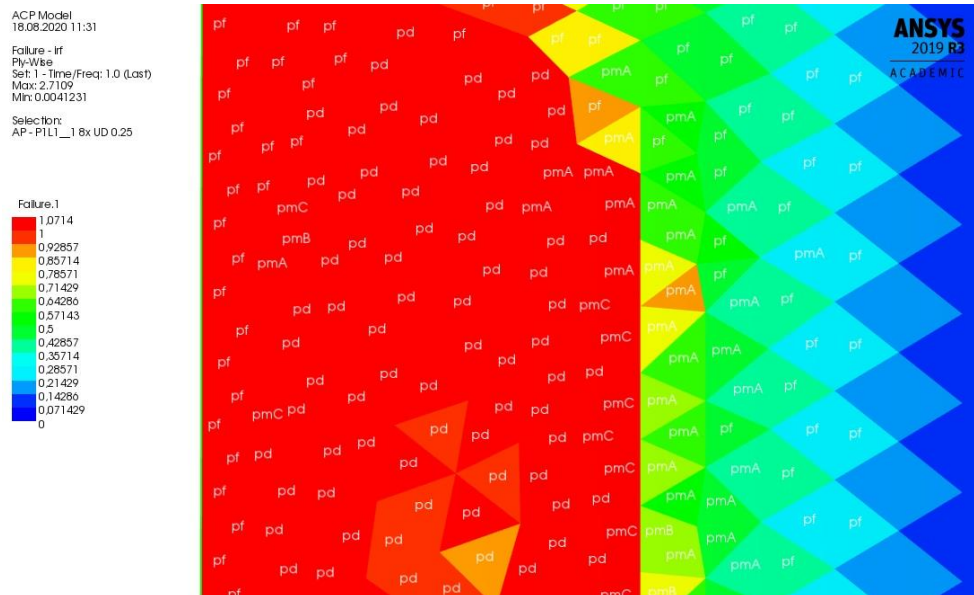


Abbildung 66: Versagensarten im kritischen Bereich des oberen Flansches

Flansch unten: Auf dem unteren Flansch lässt sich in Abbildung 69 analog zur Unterschale (vergl. Abbildung 62) Matrixversagen aufgrund Delamination als kritischste Versagensart erkennen. Vereinzelt versagen Elemente in diesem Bereich auch aufgrund des Bruchmodus A und C.

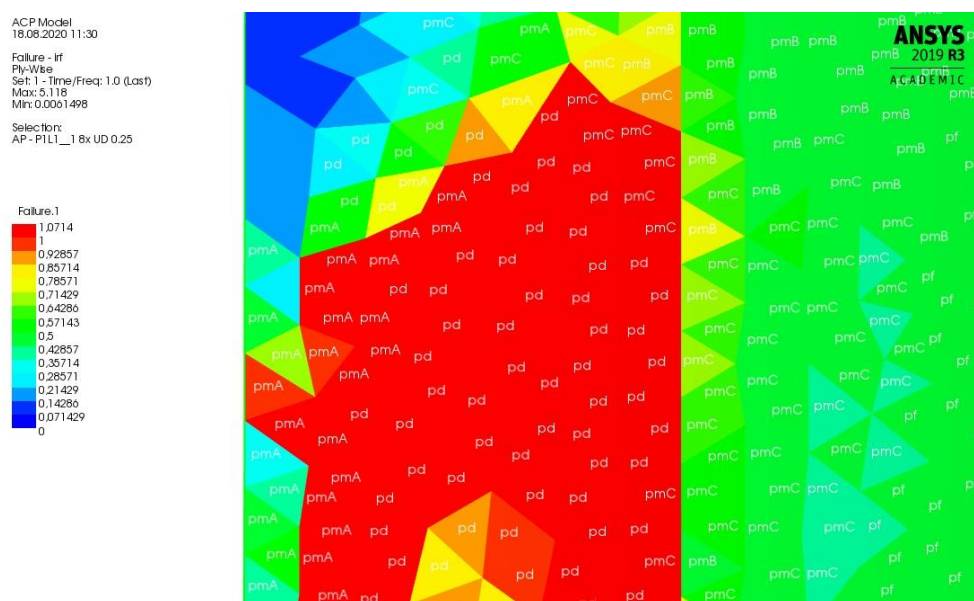


Abbildung 67: Versagensarten im kritischen Bereich des unteren Flansches

Steg: Die Versagensarten der kritischen Bereiche des Stegs sind in Abbildung 68 dargestellt. Es lässt sich erkennen, dass am Übergang zum oberen Flansch (links) Matrixversagen nach Modus B und C zum Versagen führt. Am Übergang zum unteren Flansch (rechts) stellt Bruchmodus A die kritischste Versagensart dar.

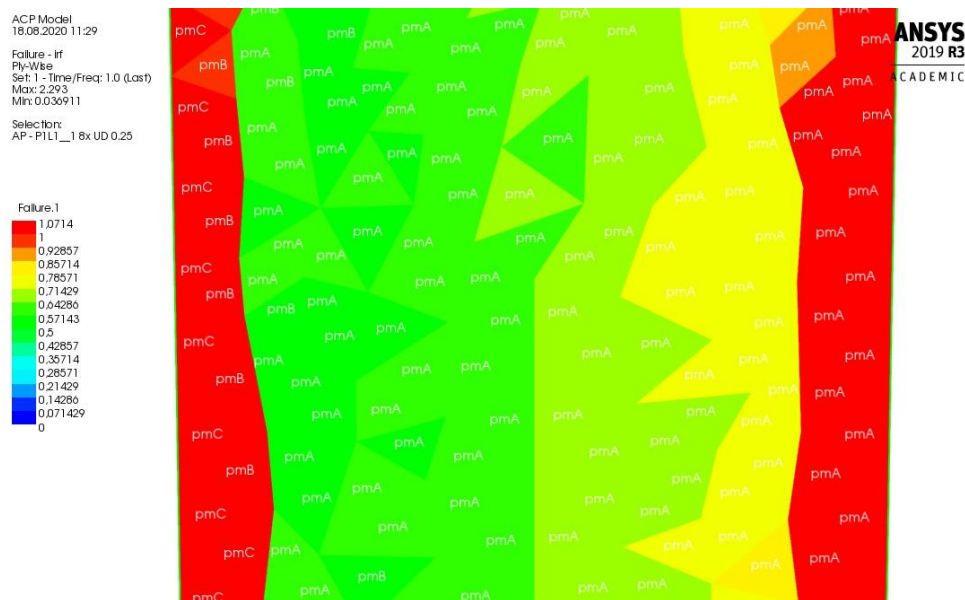


Abbildung 68: Versagensarten im kritischen Bereich des Stegs

8.4 Fazit

Insgesamt kommt es unter LF2a besonders im Bereich der Bolzenlöcher, in der Vorderkante der Oberschale und in der Hinterkante der Unterschale zu leichten Festigkeitsproblemen. Obwohl in diesen Bereichen das Versagen der Struktur erwartet wird, kann von leichten Festigkeitsproblemen gesprochen werden. Der maximale Versagenswert der Struktur liegt bei ca. 1,07 und ist damit nur geringfügig höher als der maximal zulässige Wert von 1. Durch konstruktive Änderungen der Laminat lässt sich der maximale Versagenswert womöglich zu einem akzeptablen Wert unter 1 senken. Unter der Berücksichtigung des recht hohen Lastfaktors von ca. 2 erscheint das Versagen der Struktur unter realen Lastkonditionen recht unwahrscheinlich. Der Festigkeitsnachweis sollte für eine genauere Aussage mit einem geringeren Lastfaktor von beispielsweise 1,5 wiederholt werden.

Die Festigkeitsprobleme äußern sich ausschließlich in Form von Matrixversagen, im Verlauf der Festigkeitsanalyse konnte in keinem Bereich des Anschlusses Faserversagen festgestellt werden. Besonders in den UD-Lagen der Schalen können Spannungen quer zur Faserrichtung und Schubspannungen zu größeren kritischen Bereichen führen. Im Vergleich zu Spannungen in Faserrichtung erreichen die Spannung quer zur Faserrichtung und die Schubspannung

deutlich geringere Werte (vergl. Abbildungen 49-51). Trotzdem scheinen diese Beanspruchungen in Bereichen, in denen sie nicht optimal durch die Fasern aufgenommen werden können (besonders die UD-Lagen), zum Versagen zu führen. Da in solchen Bereichen die Matrix des Verbundes eine lasttragende Rolle übernimmt, können die vergleichsweise geringen Schub- und Querspannungen zum Matrixversagen führen.

So kommt es beispielsweise in der Vorderkante der Oberschale aufgrund des großen Quer-Zuggebietes zu Matrixversagen nach Modus A. Auf der Unterschale hingegen entsteht aufgrund des Quer-Druckgebiets Matrixversagen nach Modus C. Obwohl der kritische Bereich in der Vorderkante der Oberschale größer ist, ist das Versagen der Hinterkante der Unterschale kritischer zu bewerten. Hier kann es aufgrund der Keilwirkung des Bruchmodus C zur Zerstörung des gesamten Laminates kommen.

Die kritischen Bereiche setzen sich von den Schalen zu den UD-Lagen des Holms fort. Hier werden die größten Spannungen und Versagenswerte in den äußersten Lagen des Holms erreicht. Die Gewebelagen der Schalen besitzen weniger und kleinere kritische Bereiche, diese werden allerdings im Vergleich mit den UD-Lagen mit dem Maximalspannungskriterium untersucht. Auch in diesen Teilen der Struktur tritt ausschließlich Matrixversagen auf.

Zusätzlich kommt es wie auf den Seiten 59 und 68 beschrieben an den Rändern und besonders an der Hinterkante der Schalen zu sprunghaften Änderungen der Spannungen und der Versagenswerte. Diese könnten auf Fehler in der Diskretisierung durch das FE-Netz zurückzuführen sein. Auch die starken Krümmungen der Hinterkante und die nachträgliche Verrundung der Schlaufe könnten zu einer fehlerhaften Abbildung der Spannungskomponenten und Versagenswerten geführt haben. Außerdem wurden Vereinfachungen durch die Verrundung der eigentlich scharfkantigen Hinterkante und das Fehlen der Klebschicht eingeführt. Die Ergebnisse weichen deswegen an diesen Stellen vom realen Verhalten der Struktur ab.

Die für den Festigkeitsnachweis verwendeten Solver-Einstellungen können Verfälschungen verursachen. Besonders der gewählte lineare Verschiebungsansatz kann aufgrund der recht großen Verformungen im Vergleich zum Modellrahmen zu fehlerhaftem Verhalten führen.

9 Zusammenfassung und Ausblick

9.1 Zusammenfassung

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass ein funktionierendes CAD- und FE-Modell des Anschlusses entstanden sind. Das CAD-Modell ist bis auf die Skizzen der Hinterkante zuverlässig update-stabil. Das FE-Modell scheint Randbedingungen einzuhalten und physikalische Zusammenhänge plausibel abzubilden. Aufgrund der Ergebnisse der Netzkonvergenzstudie wird für die Anschlussgeometrie eine maximale Elementgröße von 0,5mm empfohlen. Außerdem liefern Volumen- und Volumen-Schalen-Elemente zuverlässigere Ergebnisse als Schalen-Elemente. Auch die Handhabung im FE-Programm und die Anbindung der Elemente an die Volumen-Elementen der Normteile und des Schaums sind mit Volumen-Elementen einfacher.

Die Ergebnisse des Festigkeitsnachweises zeigen, dass die Biegungen um die X- und Z-Achse die kritischsten Beanspruchungen für den Anschluss darstellen. Hier entstehen besonders in der Vorder- und Hinterkante Querkzug- und Querkdruckspannungen sowie Schubspannungen, welche zum Versagen der Matrix führen können. Matrixversagen scheint insgesamt die kritischste Versagensart des Anschlusses zu sein. Noch bevor die gesamte Tragfähigkeit der Fasern genutzt werden kann, tritt besonders in den UD-Lagen der Schalen Matrixversagen ein.

Insgesamt kann man feststellen, dass teils großflächige Bereiche mit leicht kritischen Versagenswerten entstehen. Da die verwendeten Lastfälle jedoch einen recht hohen Lastfaktor beinhalten, kann von leichten Festigkeitsproblemen gesprochen werden. Für die genauere Einschätzung des Versagensverhaltens der Struktur bei realen Lasten, wird empfohlen den Festigkeitsnachweis mit einem geringeren Lastfaktor zu wiederholen.

9.2 Ausblick

Um die Versagenswerte der Lagen und die kritischen Bereiche zu verringern, kann der Lagenaufbau der Schalen und des Holms angepasst werden. Eine zusätzliche UD-Lage mit einer 90° Orientierung könnte Querspannungen aufnehmen und so die Matrix der anderen Lagen entlasten. Aufgrund des geringen Bauraums und um ein symmetrisches Laminat zu erhalten, müssten allerdings die Wandstärke der Schalen und die Schichtdicke der einzelnen Lagen angepasst werden.

Im Bereich der Bolzenlöcher könnte das Laminat lokal nach außen aufgedickt werden, um die Versagenswerte und Spannungen im Bereich der Krafteinleitung zu minimieren. Zusätzlich kann, um das physikalische Verhalten des Anschlusses genauer abzubilden, die Klebschicht zwischen den Einzelkomponenten modelliert werden.

Der Anschluss kann, wie bereits beschrieben, einem erneuten Festigkeitsnachweis mit geringeren Lastfaktoren unterzogen werden. Es wird außerdem empfohlen, die Berechnung mit einem nicht linearen Ansatz, beispielsweise „Große Verformungen“, zu wiederholen. Zusätzlich könnte ein direkter Solver die Berechnungsleistung steigern. In dieser Arbeit wird aus zeitlichen Gründen auf die Wiederholung mit genannten Einstellungen verzichtet.

Im Anschluss an diese Arbeit ist es sinnvoll eine Modalanalyse des Anschlusses durchzuführen, um sicherzustellen, dass sich die Eigenfrequenzen des Anschlusses nicht in der Nähe der Drehfrequenzen befinden.

10 Quellenverzeichnis

- ANSYS.com 2020** *Über Ansys*, 29. Juni, <https://www.ansys.com/de-de/about-ansys>, letzter Zugriff: 29. Juni
- Ansys, Inc. [1]** *Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications*, Release 12.0, April 2009
- Ansys, Inc. [2]** *Ansys ACP User's Guide*, 2019 Release 3
- Ansys, Inc. [3]** *Ansys Mechanical User's Guide*, 2019 Release 3
- Bittner 2014** BITTNER, W.: *Flugmechanik der Hubschrauber*, Berlin: Springer Vieweg, ISBN 978-3-642-54285-5
- Bramsiepe 2016** BRAMSIEPE, K.: *Parametrische Aeroelastische Modellierung einer Nurflüglerkonfiguration*, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Hamburg; Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen
- CADFEM.net 2020** *Ansys Academic Software*, 29. Juni, <https://www.cadfem.net/de/de/unsere-loesungen/ansys-academic-software.html>, letzter Zugriff: 29. Juni
- FAST Rescue 2020** PROJEKT: *FAST Rescue*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen, 2016-2020
- Gebhardt 2011** GEBHARDT, C.: *Praxisbuch FEM mit ANSYS Workbench*, München: Carl Hanser Verlag, ISBN 978-3-446-42517-0
- Klein 2012** KLEIN, B.: *FEM Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode im Maschinen- und Fahrzeugbau*, 9. Auflage, Berlin: Springer Vieweg, ISBN 978-3-8348-1603-0
- Knothe et al. 2017** KNOTHE, K.; WESSELS, H.: *Finite Elemente Eine Einführung für Ingenieure*, 5. Auflage, Berlin: Springer Vieweg, ISBN 978-3-662-49351-9
- Lütke 2017** LÜTKE, B.: *Dynamic Stall on a Pitching Double-Swept Rotor Blade Tip*, Technische Universität München, Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik
- May 2020** MAY, D.: *Integrierte Produktentwicklung mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, Berlin: Springer Vieweg, ISBN 978-3-662-60285-0
- MM.BME.hu 2020 [1]** *SHELL181 4-Node Structural Shell*, 24. Juli, https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SHELL181.html, letzter Zugriff: 24. Juli

- MM.BME.hu 2020 [2]** *SHELL281 8-Node Structural Shell*, 24. Juli, https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SHELL281.html, letzter Zugriff: 24. Juli
- MM.BME.hu 2020 [3]** *SOLID185 3-D 8-Node Structural Solid*, 24. Juli, https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SOLID185.html, letzter Zugriff: 24. Juli
- MM.BME.hu 2020 [4]** *SOLSH190 3-D 8-Node Structural Solid Shell*, 24. Juli, https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SOLSH190.html, letzter Zugriff: 24. Juli
- MM.BME.hu 2020 [5]** *SOLID187 3-D 10-Node Structural Solid*, 24. Juli, https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_elem/Hlp_E_SOLID187.html, letzter Zugriff: 24. Juli
- Müller et al. 2018** MÜLLER, M. M.; SCHWERMER, T.; MAI, H.; STIEG, C.: *Development of an innovative double-swept rotor blade tip for the rotor test facility Goettingen*, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen
- Puck 1996** PUCK, A.: *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten: Modelle für die Praxis*, München Wien: Hanser Verlag, ISBN 3-446-18194-6
- Schnell et al. 1989** SCHNELL, W.; GROSS, D.; HAUGER, W.: *Technische Mechanik Band 2: Elastostatik*, 2. Auflage, Berlin Heidelberg: Springer Verlag, ISBN 3-540-50314-5
- Schürmann 2007** SCHÜRMANN, H.: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, 2. Auflage, Berlin Heidelberg: Springer Verlag, ISBN 978-3-540-72189-5
- Steinke 2015** STEINKE, P.: *Finite-Elemente-Methode Rechnergestützte Einführung*, 5. Auflage, Berlin: Springer Vieweg, ISBN 978-3-642-53936-7
- Van der Wall 2020** VAN DER WALL, B. G.: *Grundlagen der Hubschrauber-Aerodynamik*, 2. Auflage, Berlin: Springer Vieweg, ISBN 978-3-662-60364-2

Anhang

Anhang 1: Zeichnung des Rotorblattanschlusses mit Schlaufe.....	78
Anhang 2: Netzkonvergenz Spannungskomponenten in P1	80
Anhang 3: Netzkonvergenz Spannungskomponenten in P2	81
Anhang 4: Netzkonvergenz Spannungskomponenten in P3	82

Anhang 1: Zeichnung des Rotorblattanschlusses mit Schlaufe

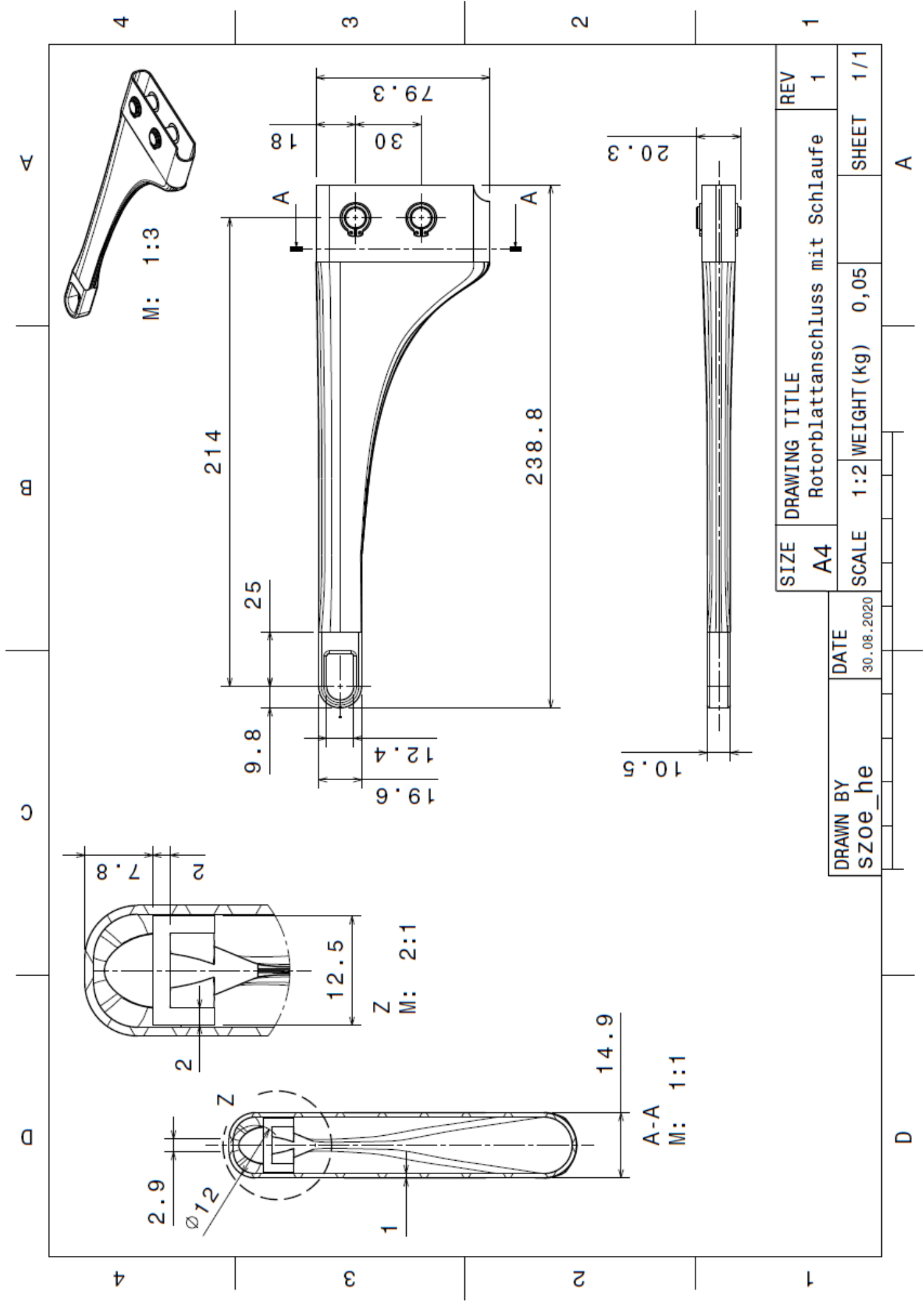
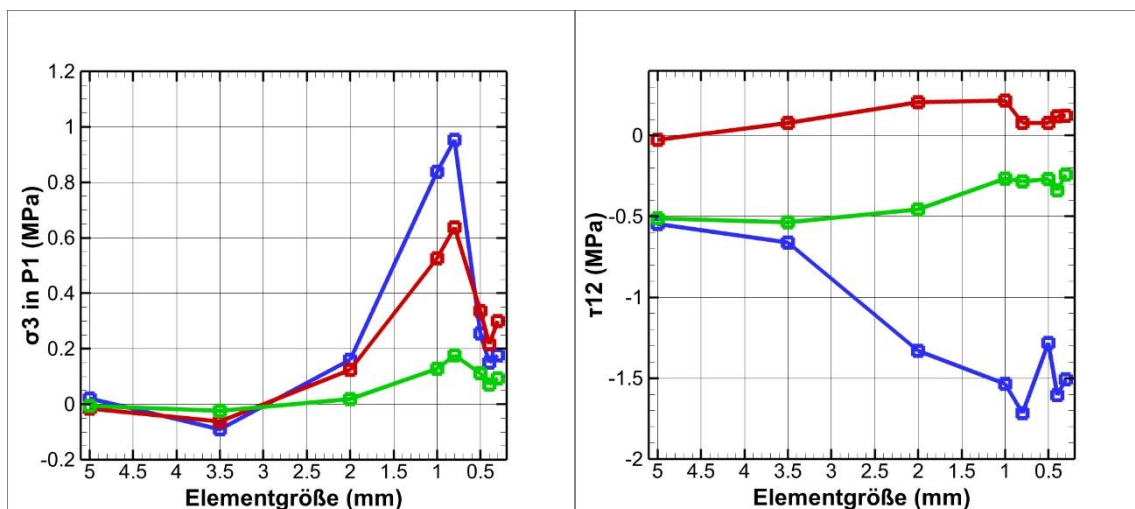
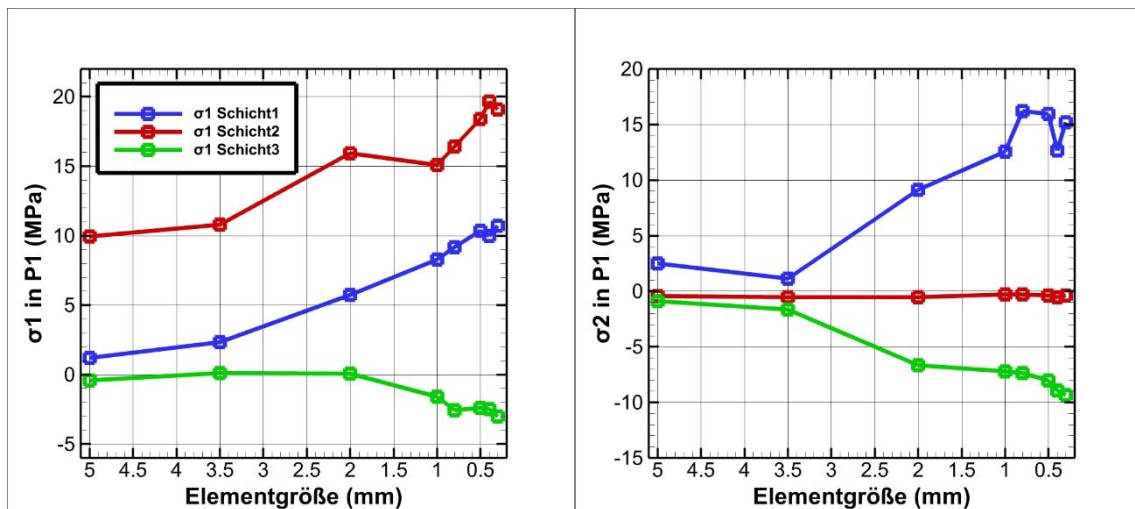
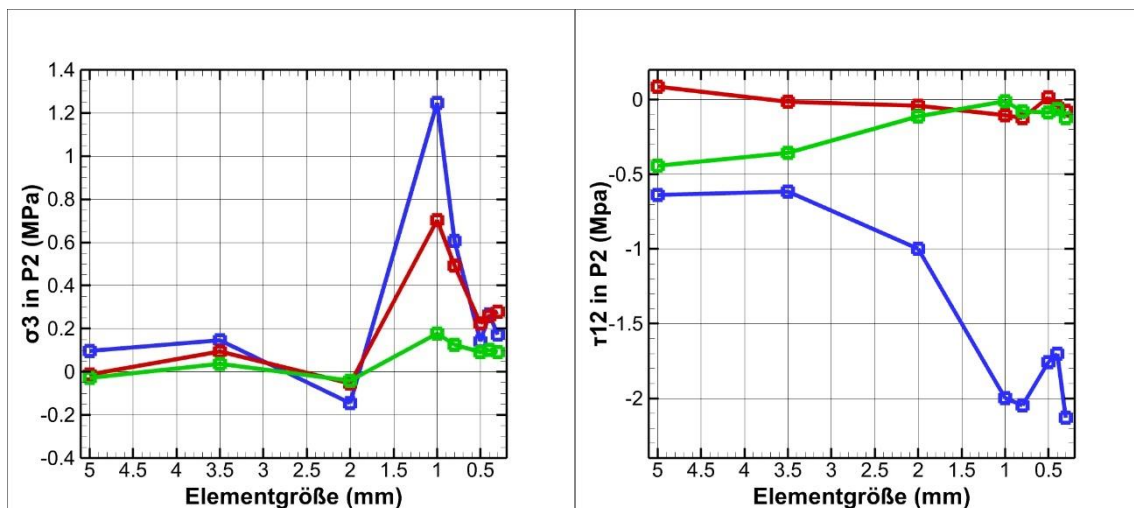
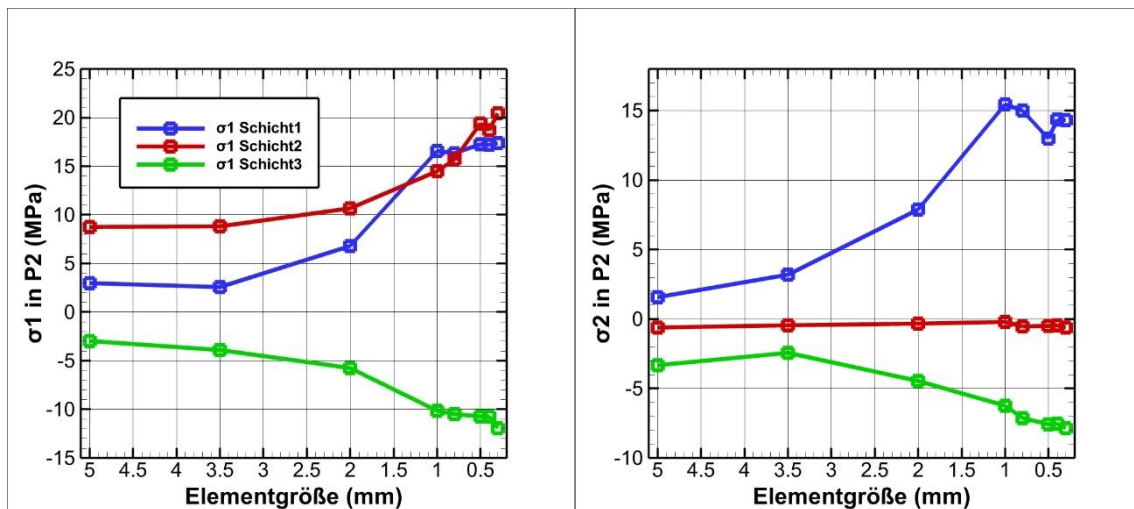


Abbildung 69: Anhang 1: Zeichnung des Anschlusses mit Schlaufe

Anhang 2: Netzkonvergenz Spannungskomponenten in P1



Anhang 3: Netzkonvergenz Spannungskomponenten in P2



Anhang 4: Netzkonvergenz Spannungskomponenten in P3

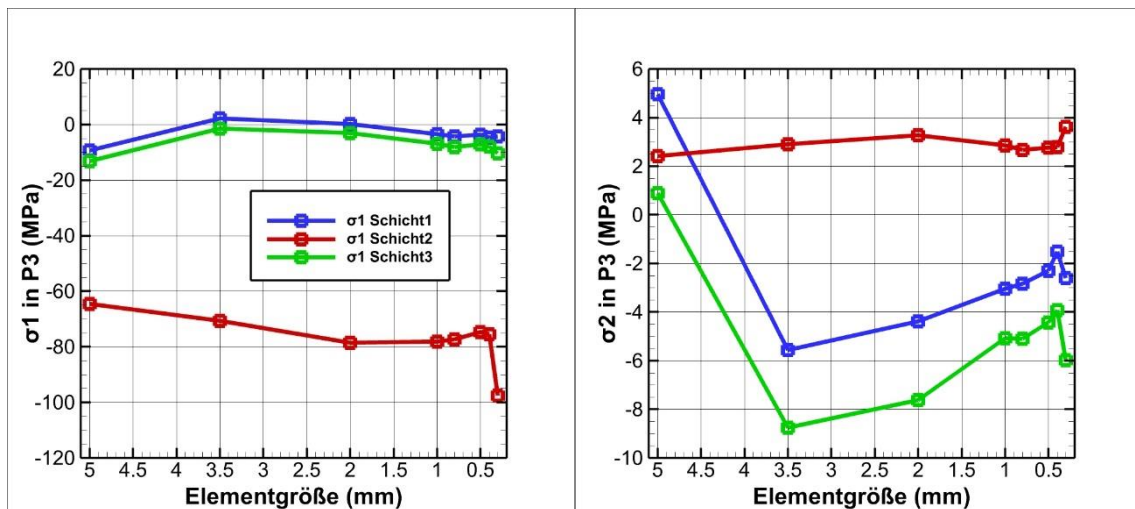


Abbildung 74: Anhang 4: Links: σ_1 in P3. Rechts: σ_2 in P3. In Abhängigkeit der Elementgröße

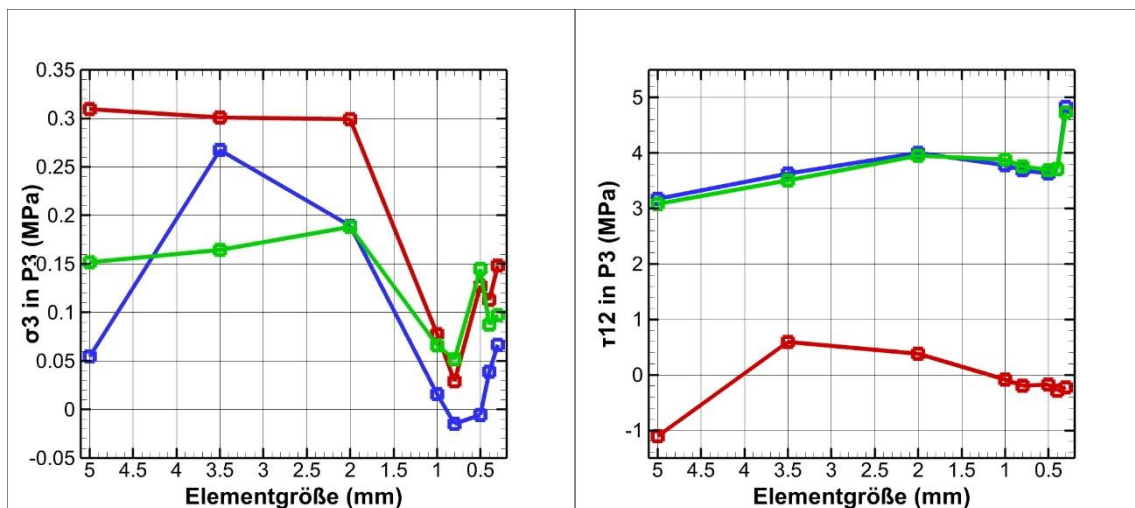


Abbildung 75: Anhang 4: Links: σ_3 in P3. Rechts: τ_{12} in P3. In Abhängigkeit der Elementgröße

Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit

Hiermit versichere ich,

Name:

Vorname:

dass ich die vorliegende Arbeit mit dem Thema:

Aufbau eines FE-Modells für eine CFK-Rotorblattanschlussgeometrie

ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

Die Arbeit wurde bisher keiner anderen Prüfungsbehörde vorgelegt oder veröffentlicht.

Ort, Datum

Unterschrift